



Titulació:

Grado en Ingeniería en Tecnologías Aeroespaciales

Alumno (*nombre y apellidos*):

Alejandro Domínguez Moreno

Título del TFG:

Estudio de un sistema de propulsión para UAV de autonomía infinita

Director/a del TFG:

Luis Manuel Pérez Llera

Convocatoria de entrega del TFG:

Junio del 2015

Contenido de este volumen:

## **DOCUMENTO 1.- MEMORIA**

---

## Agradecimientos

Querría expresar mi agradecimiento y reconocimiento a todas aquellas personas que, de una manera u otra, gracias a su colaboración, han hecho posible la realización de este Trabajo de Fin de Grado.

En primer lugar, quiero agradecer a Luis Manuel Pérez Llera, director de este Trabajo de Fin de Grado, por su consejo, ayuda y dedicación durante el desarrollo de este trabajo. También quisiera agradecer a los compañeros del grupo Phoenix por concederme el permiso para la utilización de su aeronave para ser objeto de este estudio.

Asimismo, me gustaría agradecer a todos los profesores que han formado parte de mi proceso educativo por brindarme la ayuda, orientación y educación necesarias para la realización del Grado, así como de este trabajo.

De igual manera, agradezco a mis amigos su apoyo y ánimos en todo momento. Quisiera mencionar, especialmente, a mis colegas Miguel y Dídac, compañeros de fatiga, y agradecerles su apoyo y ayuda en el camino por alcanzar juntos uno de los mayores retos de nuestras vidas con éxito, el cual finaliza con este proyecto.

Por último, quiero agradecerle a mi familia: mis padres, Alberto y Carmen, mi hermano Raúl, y mi pareja Cristina, su apoyo incondicional en todo momento. Sin su ayuda, no hubiera sido posible la realización de este trabajo. A ellos debo en gran parte lo que soy ahora.

## Lista de Contenido

1	Objetivo . . . . .	1
2	Alcance . . . . .	2
3	Requerimientos . . . . .	3
4	Justificación . . . . .	4
5	Estado del Arte . . . . .	5
5.1	UAVs solares . . . . .	5
5.2	Células fotovoltaicas . . . . .	7
5.3	Baterías . . . . .	9
5.4	Motores eléctricos . . . . .	11
6	Planteamiento . . . . .	13
7	Estudio preliminar . . . . .	14
7.1	Fuentes de energía . . . . .	14
7.2	Cálculo de la variación de la eficiencia de las células fotovoltaicas . . . . .	14
7.3	Cálculo de la irradiación solar . . . . .	15
7.4	Hipótesis iniciales . . . . .	16
7.5	Análisis e identificación de problemas . . . . .	18
8	Selección del UAV a modificar . . . . .	21
8.1	Elección de candidatos . . . . .	21
8.2	Valoración de los candidatos . . . . .	22
9	Desarrollo de la solución . . . . .	25
9.1	Nuevas hipótesis . . . . .	25
9.2	Estudio del UAV seleccionado . . . . .	29
9.3	Definición de las posibles modificaciones . . . . .	32
9.4	Aplicación de las modificaciones . . . . .	35
9.5	Análisis de las modificaciones . . . . .	40
10	Solución final . . . . .	42
10.1	Estudio energético final . . . . .	42
10.2	Evolución de la solución . . . . .	43
10.3	Sumario de las modificaciones introducidas . . . . .	47
10.4	Albergar carga de pago . . . . .	49
10.5	Caso extremo . . . . .	50
11	Estudio económico . . . . .	52
11.1	Coste del estudio . . . . .	52
11.2	Presupuesto del UAV modificado . . . . .	53
12	Impacto ambiental y consideraciones de seguridad . . . . .	55
13	Conclusiones . . . . .	56



14	Recomendaciones . . . . .	57
15	Planificación temporal . . . . .	59
16	Normativa . . . . .	60
	Bibliografia . . . . .	61

## Lista de Figuras

5.1	AtlantikSolar UAV. Fuente: Autonomous Systems Lab, ETH Zurich	5
5.2	Airbus Zephyr 7. Fuente: The Telegraph . . . . .	6
5.3	Green Falcon. Fuente: Queensland University of Technology . . .	7
5.4	Línea temporal de la eficiencia de conversión de energía de las células fotovoltaicas. Fuente: National Renewable Energy Laboratory	8
5.5	Principio de funcionamiento de las células multijunction. Fuente: Solar Junction . . . . .	8
5.6	Comparación de densidades energéticas de distintas tecnologías. Fuente: ICCNexergy . . . . .	11
7.1	Dependencia de la eficiencia con la temperatura de utilización y el nivel de irradiación . . . . .	15
7.2	Distribución horaria de irradiación solar durante el 21 de junio en Barcelona . . . . .	16
7.3	Distribución horaria de irradiación solar durante el 22 de diciembre en Barcelona . . . . .	16
7.4	Balance energético por unidad de masa durante el mes de diciembre	18
7.5	Balance energético por unidad de masa durante el mes de junio .	19
9.1	Relación entre el número de Reynolds y el coeficiente de fricción. Fuente: [24] . . . . .	27
9.2	Esquema del sistema propulsivo de la aeronave modificada . . . .	28
9.3	Eficiencia aerodinámica de la aeronave original a 100 <i>m</i> de altura .	30
9.4	Eficiencia aerodinámica de la aeronave original a 1000 <i>m</i> de altura	30
9.5	Balance energético horario a 100 <i>m</i> de altura . . . . .	31
9.6	Balance energético horario a 1000 <i>m</i> de altura . . . . .	31
9.7	Balance energético en función de la carga alar a distinta velocidades	32
9.8	Balance energético de la Evolución 5, antes del centrado . . . . .	39
9.9	Balance energético de la Evolución 5, después del centrado . . . .	40
10.1	Balance energético de la solución final del UAV modificado 1000 <i>m</i>	42
10.2	Balance energético de la solución final del UAV modificado 100 <i>m</i> .	43
10.3	Balance energético horario por unidad de masa del UAV original a 1000 <i>m</i> de altura . . . . .	44
10.4	Balance energético horario por unidad de masa de la Evolución 1 a 1000 <i>m</i> de altura . . . . .	44
10.5	Balance energético horario por unidad de masa de la Evolución 2 a 1000 <i>m</i> de altura . . . . .	45

10.6	Balance energético horario por unidad de masa de la Evolución 3 a 1000 $m$ de altura . . . . .	45
10.7	Balance energético horario por unidad de masa de la Evolución 4 a 1000 $m$ de altura . . . . .	46
10.8	Balance energético horario por unidad de masa de la Evolución 5 a 1000 $m$ de altura . . . . .	46
10.9	Balance energético horario por unidad de masa de la solución final a 1000 $m$ de altura . . . . .	47
10.10	Balance energético durante el mes de junio a 16 $m/s$ a 1000 $m$ . .	50
10.11	Potencia consumida en función de la velocidad durante el mes de junio a 1000 $m$ de altura . . . . .	51

## Lista de Tablas

5.1	Comparativa entre diferentes parámetros. [8][16]	10
8.1	Características de los candidatos	22
8.2	Resultado del Valor Técnico Ponderado	23
10.1	Características de la carga de pago incorporada	49
11.1	Presupuesto del estudio	52
11.2	Coste total del proyecto	53
11.3	Coste del UAV modificado	53
11.4	Coste y precio de venta del UAV original	53
11.5	Precio de venta de aeronaves similares	54

## 1. Objetivo

El propósito de este proyecto es modificar un UAV existente para dotarlo de un sistema de propulsión eléctrica con el fin de que ofrezca autonomía infinita.



## 2. Alcance

- Definición de los requisitos.
- Estudio del estado del arte de motores eléctricos, células fotoeléctricas, baterías y UAVs con una gran autonomía a partir de energía eléctrica.
- Modificación de un modelo existente de UAV con el fin de cumplir los requisitos.
- Cumplimiento de la legislación vigente de regulación de uso de UAVs recogida en el artículo 50 de la Ley 18/2014.
- Estudio de la capacidad de albergar carga de pago, con el fin de aumentar las aplicaciones de la aeronave y teniendo en cuenta los futuros cambios de la legislación.
- Estudio aerodinámico de las modificaciones realizadas. Exclusivamente solo de aquellas que supongan un gran cambio en la aerodinámica de la aeronave.
- Estudio del sistema de propulsión instalado en el UAV. Análisis energético de la unidad de potencia formada por el motor eléctrico, las células fotoeléctricas y las baterías.
- Estudio económico y enfoque comercial. Estudio de mercado y análisis de costes.
- Realización de la memoria escrita del proyecto.
- Elaboración de los autoinformes de seguimiento.
- Preparación y desarrollo de la presentación del trabajo.

### 3. Requerimientos

- Modificación de un UAV ya existente.
- Dotación a la aeronave de un sistema de propulsión eléctrica.
- Obtención de la energía únicamente a través de células fotoeléctricas y baterías.
- Capacidad de volar con autonomía infinita, así como de realizar un vuelo durante la noche en el mes con menos horas de sol de todo el año en la latitud de Barcelona.
- Cumplir los requisitos de la legislación vigente recogida en el artículo 50 de la Ley 18/2014.

## 4. Justificación

En la actualidad, es muy apreciable que el sector que está revolucionando la industria aeroespacial, y se encuentra en pleno auge, es el de los UAVs. Cada día se elaboran de forma más compleja y se les encuentra más ámbitos de aplicación, con lo que se logra atraer a nuevos y grandes inversores.

Este proyecto se centra en el estudio de un tipo de UAV al cual se le pueden atribuir aplicaciones muy útiles e interesantes. Autonomía infinita, implica que la aeronave pueda operar sin necesidad de parar en ningún momento, por lo que puede realizar servicios de manera ininterrumpida. Este destacable factor lo convierte en una herramienta capaz de llevar a cabo trabajos de larga duración sin limitación horaria. Un ejemplo de aplicación sería, la de vehículo de apoyo aéreo para la extinción de incendios, ya que dichas catástrofes pueden tener una duración de varios días.

Sin embargo, el rápido crecimiento de este sector no ha sido acompañado de la elaboración ni de una normativa ni legislación capaz de regular todas las aplicaciones ideadas para los UAVs. De hecho, la legislación vigente es muy restrictiva, lo que afecta de manera negativa a un UAV con unas características semejantes a las de este proyecto. La principal causa es que actualmente no se pueden realizar vuelos nocturnos, por lo que su actividad quedaría limitada exclusivamente al uso diurno. No obstante, se puede esperar, con total seguridad, que en un breve periodo de tiempo se regularán este tipo de actividades, lo que haría posible el pleno uso de este UAV.

En conclusión, este proyecto pretende introducir la tecnología sostenible, con los beneficios que ello conlleva, en un UAV, con el objetivo dotarle de libertad en relación a una de las principales limitaciones de las aeronaves y, muy especialmente, de los UAV: la autonomía.

## 5. Estado del Arte

### 5.1. UAVs solares

Durante la década de los años 80, se iniciaron diversos proyectos con la finalidad de diseñar un UAV (Unmanned Aerial Vehicle, un vehículo aéreo no tripulado) equipado con paneles fotovoltaicos para aumentar la autonomía. Sin embargo, no ha sido hasta la entrada del siglo XXI, y especialmente a lo largo de la última década, cuando ha habido un auge de los UAV solares. Esto se debe principalmente al crecimiento del mercado de los UAV y sobre todo, a la mejora de la eficiencia de los paneles fotovoltaicos, permitiendo así mejorar las prestaciones de las aeronaves hasta conseguir, incluso, la autonomía infinita.

#### 5.1.1. AtlantikSolar

El AtlantikSolar UAV es una aeronave propulsada con energía solar, que se encuentra en fase de desarrollo, cuyo objetivo es el de obtener una autonomía superior a 24 horas. Hasta ahora se han realizado diversas pruebas, superando todas con éxito. Entre ellas, la de efectuar un vuelo simulando condiciones nocturnas durante 12 horas [7]. Su próximo hito consiste en realizar un vuelo desde Boston (EEUU) hasta Lisboa (Portugal) de 5 días de duración, convirtiéndose así en el primer UAV propulsado únicamente con energía solar que cruza el océano Atlántico.



Figura 5.1: AtlantikSolar UAV. Fuente: Autonomous Systems Lab, ETH Zurich

Con sus  $7\text{ kg}$  de peso, y sus baterías de Li-ion de  $2.9\text{ kg}$ , alimentadas con  $1.4\text{ m}^2$  de paneles solares instaladas en su ala de  $5.6\text{ m}$  envergadura, puede alcanzar velocidades de vuelo de entre  $30 - 75\text{ km/h}$ . Está fabricado con fibra de carbono y kevlar[7].

### 5.1.2. Airbus Zephyr

El Zephyr es una serie de UAV solares ultraligeros en busca de la autonomía infinita. Forma parte del programa de Airbus de High Altitude Pseudo-Statellite (HAPS) [5] aunque originalmente, fueron diseñados y construidos por la compañía británica QinetiQ.

La versión Zephyr 7 ha sido capaz de realizar un vuelo ininterrumpido durante 11 días en condiciones de invierno gracias a sus paneles fotovoltaicos que son capaces de generar  $1000\text{ W}$  por cada kilo que pesan. El peso de la aeronave es de  $50\text{ kg}$  y puede llevar hasta  $5\text{ kg}$  de carga de pago. En cuanto al tamaño de su ala, es de  $75\text{ ft}$  ( $22.9\text{ m}$ ) de envergadura [37].

Realiza el vuelo en crucero a una altura de  $65000\text{ ft}$  ( $19812\text{ m}$ ) a  $30\text{ kts}$  ( $55.6\text{ km/h}$ ). Esto se debe, a que se está estudiando que en un futuro realice tareas de comunicación y vigilancia similares a las de los satélites, pero a un precio altamente inferior al no requerir de cohetes para su lanzamiento.



Figura 5.2: Airbus Zephyr 7. Fuente: The Telegraph

### 5.1.3. Green Falcon

Este UAV tiene un ala de  $2.5\text{ m}$  de envergadura y un peso de  $4\text{ kg}$  sin payload, pudiendo albergar  $1\text{ kg}$  hasta alcanzar los  $5\text{ kg}$  de peso total. Está alimentado por 28 células fotovoltaicas de alta eficiencia y equipado con un sistema *MPPT*, un sistema de gestión de energía especialmente diseñado para la aeronave y una batería de Li-ion, que le permiten tener una autonomía mayor a las 24 horas [18].

Además, ha sido diseñado con la finalidad de tener un bajo coste y mantenimiento. Su tamaño le permite ser lanzado a mano, lo que junto a las demás características, lo hace ser muy competitivo.



Figura 5.3: Green Falcon. Fuente: Queensland University of Technology

## 5.2. Células fotovoltaicas

La elección de la tecnología en la que se basan las células fotovoltaicas es un factor determinante para un buen diseño de la aeronave. Para responder a todas las exigencias, el material elegido debe ser ligero, altamente eficiente, económico y fácil de integrar. En el mercado de los UAV se pueden encontrar los siguientes tipos[9]:

- Silicio monocristalino estándar : enorme eficiencia (24 %) pero extremada rigidez y difíciles de integrar en pequeños UAV.
- aSi (silicio amorfo): ligeros y flexibles pero con una eficiencia muy baja (6 – 8 %).
- CIGS (cobre indio galio selenio): representa una solución intermedia entre las dos tecnologías mencionadas anteriormente. Su eficiencia alcanza un valor de 16 % y permite cierta flexibilidad. Los principales inconvenientes de este tipo de tecnología son el aumento de peso que implica la protección contra la humedad que requieren, y que la eficiencia sigue siendo relativamente baja.
- GaAs (arseniuro de galio): una nueva tecnología comercializada por Alta Devices basada en este compuesto. Supone actualmente la mejor solución posible para los UAV debido a su elevada eficiencia (28.8 %) junto a su flexibilidad y ligereza. Estos factores permiten una sencilla integración realizando pequeñas modificaciones en el diseño del UAV.

En la Figura 5.4, se puede ver el espectro completo de la tecnología fotovoltaica, no sólo en el uso de UAVs, mostrando la evolución de la eficiencia de los diferentes tipos de células que se pueden encontrar.

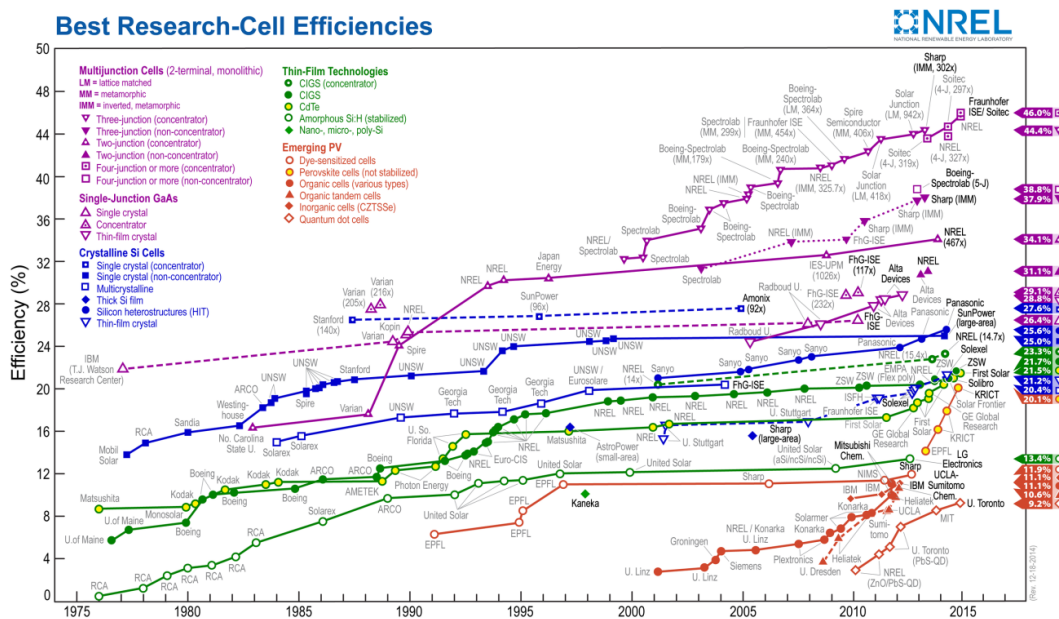


Figura 5.4: Línea temporal de la eficiencia de conversión de energía de las células fotovoltaicas. Fuente: National Renewable Energy Laboratory

Es posible ver como por encima de la tecnología GaAs, sólo se puede encontrar la de Multi-junction Cells. Esta tecnología se basa en la utilización de distintos materiales semiconductores en diferentes capas, donde cada una de ellas absorbe un rango de longitudes de ondas del espectro solar. Al poder absorber más rangos de longitudes de ondas que la tecnología de una sola capa (Figura 5.5), se aumenta la cantidad de energía absorbida y por lo tanto se incrementa la eficiencia [35].

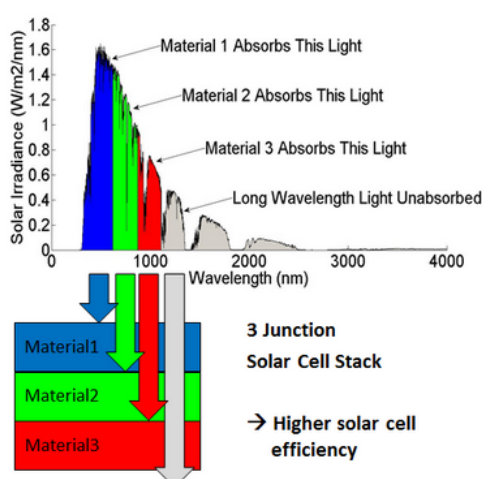


Figura 5.5: Principio de funcionamiento de las células multi-junction. Fuente: Solar Junction

Sin embargo, el gran inconveniente de esta tecnología es el peso por unidad de superficie [13]. La utilización de más capas supone un incremento de peso que en un campo de aplicación como el de los UAV es un factor decisivo, incluso más que diferencia de eficiencia respecto las otras tecnologías.

Por ese motivo, el parámetro decisivo en la elección de las células fotovoltaicas para UAVs es obtener la mayor cantidad de energía eléctrica por unidad de área y por unidad de peso. La tecnología utilizada por Alta Devices, debido a su alta eficiencia en una sola capa de semiconductor, obtiene una mayor relación respecto la multijunction [39][13]. Concretamente, las células multijunction son 4 veces más pesadas mientras que sólo son 1.5 veces más eficientes. Por último, también hay que tener en cuenta que el precio las multijunction es prácticamente el doble.

### 5.3. Baterías

Las baterías recargables responden a la necesidad de albergar energía durante el vuelo para emplearla según las necesidades de la aeronave. En primer lugar, su uso es decisivo para poder llevar a cabo el vuelo durante las horas en las que no se disponga de luz solar. Sin embargo, también se puede dar el caso, que la luz solar no sea suficiente para alimentar todos los componentes durante algún momento de la misión. Es entonces cuando la energía de las baterías sirve de fuente secundaria, dando apoyo a la energía absorbida por los paneles fotovoltaicos. De la misma manera, en el momento que los paneles proporcionan más energía de la necesaria, dicha energía se emplea para la recarga de las baterías.

Debido a su papel decisivo para obtener la autonomía infinita, es fundamental escoger la mejor tecnología según los parámetros claves que permiten evaluar una batería recargable. Esencialmente se pueden encontrar los siguientes parámetros[12]:

- Energía específica: energía por unidad de masa ( $Wh/kg$ ).
- Ciclos de vida: tiempo de vida medido en número de ciclos de carga/descarga.
- Profundidad de descarga: porcentaje de energía extraída sobre la capacidad total de la batería durante el periodo de descarga. Descargas más profundas implican tiempos de ciclo de vida más cortos.
- Temperatura de operación: rango de temperaturas de operatividad de la aeronave.



- Tolerancia de sobrecarga: resistencia al deterioro por sobrecarga.
- Envejecimiento: disminución del rendimiento con el paso del tiempo.

En el mercado se pueden encontrar numerosas tecnologías de baterías recargables basadas en diferentes naturalezas. A continuación se puede observar en la Tabla 5.1 la comparativa con los diferentes parámetros:

	NiCd	NiMH	Plomo-ácido	Li-ion	Li-Po
Energía específica ( $Wh/kg$ )	90	125	60	240	260
Ciclos de vida (a 80 % de la capacidad inicial)	1500	300-500	200-300	500-1000	300-500
Requiere descargas completas periódicas para no reducir los ciclos de vida	Sí	Sí	Sí	No	No
Requiere realizar descargas poco profundas para no reducir los ciclos de vida	No	Sí	No	Sí	No
Temperatura de operación (solo descarga) ( $^{\circ}C$ )	de -40 a 60	de -20 a 60	de -20 a 60	de -20 a 60	de 0 a 65
Tolerancia de sobrecarga	Moderada	Baja	Elevada	Muy baja	Baja
Voltaje nominal de la celda ( $V$ )	1.2	1.2	2	3.6	3.6
Coste típico de la batería (\$)	50	60	25	100	100

Tabla 5.1: Comparativa entre diferentes parámetros. [8][16]

Como se aprecia en la Tabla 5.1, actualmente, las tecnologías basadas en iones de litio (Li-ion) o de polímero de litio (Li-Po), donde el electrolito es un gel y no un líquido, son las tecnologías con mayor energía específica, en comparación con las de plomo-ácido, níquel-cadmio (NiCd) o níquel-hidruro metálico (NiMH). En la Figura 5.6 se puede observar con mayor exactitud los rangos de valores de energía específica, tanto por unidad de masa como de volumen.

## Comparison of Energy Densities for Various Battery Chemistries

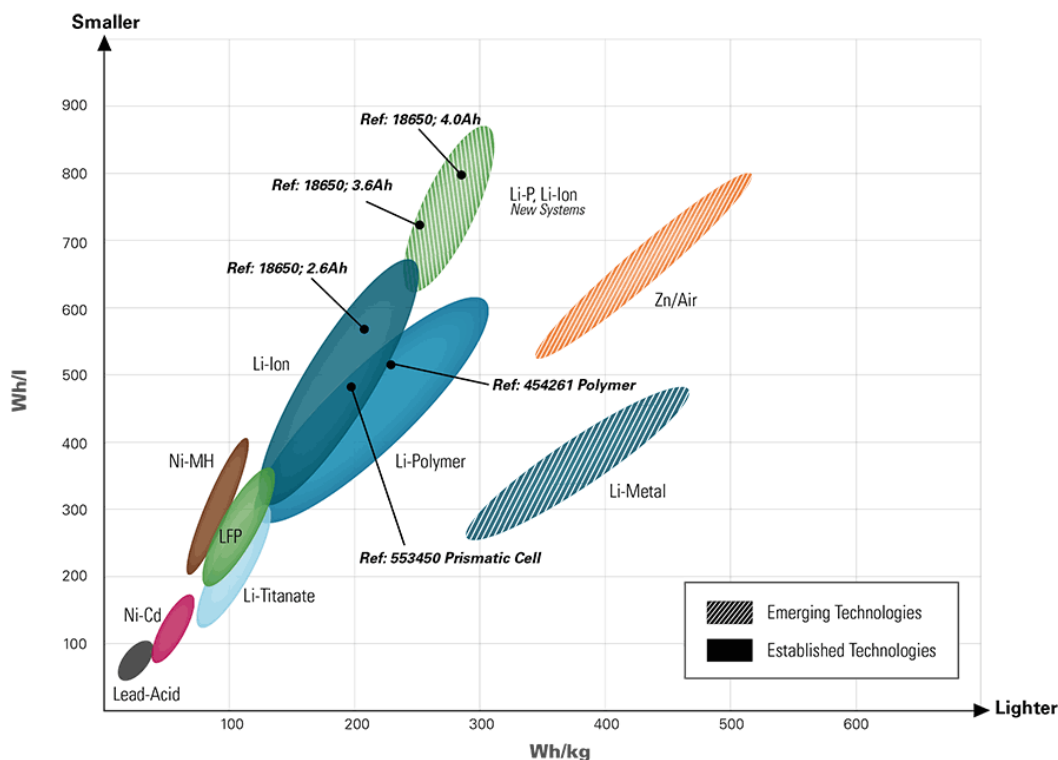


Figura 5.6: Comparación de densidades energéticas de distintas tecnologías.  
Fuente: ICCNexergy

Sin embargo, aunque todavía esté en desarrollo, la tecnología más interesante es la de Li-S. Con una energía específica teórica de  $2500 \text{ Wh/kg}$  frente a los  $600 \text{ Wh/kg}$  de la tecnología Li-ion, esta nueva tecnología ha centrado la atención de muchos investigadores para conseguir producir batería con una enorme capacidad específica con menor coste [36]. No obstante, el mayor inconveniente de este nuevo método frente a los convencionales es su breve ciclo de vida [17][38].

Actualmente, la compañía Sion Power se encuentra en cabeza de esta tecnología y ha logrado equipar al UAV solar Airbur Zephyr 7 con sus baterías de  $350 \text{ Wh/kg}$  con éxito [19]. Cabe decir que están en desarrollo de baterías de mayor energía específica, por lo que es de esperar que en un periodo breve de tiempo logren alcanzar los  $550 \text{ Wh/kg}$  [22].

### 5.4. Motores eléctricos

Hoy en día es posible encontrar toda clase de motor eléctrico en el mercado. Se suelen clasificar según el tipo de corriente que les alimenta:

- Motores de corriente continua
- Motores de corriente alterna
  - Motores síncronos
  - Motores asíncronos
    - Monofásicos
    - Trifásicos

Todos los motores que se incluyen en la clasificación anterior tienen un campo de aplicaciones y utilización muy específicas [14]. Tradicionalmente, eran los motores de corriente alterna los que, gracias a su bajo coste de fabricación y mantenimiento, junto a su facilidad de utilización, tenían una aplicación más generalizada. Sin embargo, en los últimos tiempos están siendo remplazados por motores de corriente continua sin escobillas.

Los motores DC sin escobillas tienen una eficiencia superior, mayor tiempo de vida, una entrega de torque más suave. A diferencia de otros motores DC, están diseñados para conmutar la tensión en sus devanados, sin sufrir desgaste mecánico. En el pasado, su aplicación había sido limitada debido al coste adicional del complejo controlador necesario para operar estos motores. Sin embargo, ese hecho ha dejado de ser un problema desde la baja de costes de los controladores digitales [25].

Además, su tamaño reducido, y su bajo peso, hacen del motor DC sin escobillas, un motor idóneo para el campo de aplicación de los UAV, especialmente cuando la potencia requerida es baja.

## 6. Planteamiento

Con tal de alcanzar el objetivo del trabajo, se divide el estudio en dos partes bien diferenciadas.

En la primera parte, se realiza un estudio preliminar cuya finalidad es la de conocer a qué problemas se enfrenta una aeronave cuando pretende se obtener la autonomía infinita. De esta manera, es posible realizar la selección del UAV existente que permita, mediante de las modificaciones oportunas, lograr el objetivo.

En cuanto a la segunda parte, se plantean diferentes modificaciones para ser introducidas y analizadas en la aeronave seleccionada. La idea es ir aplicando las modificaciones en distintas fases -evoluciones-, procurando introducir los mínimos cambios posibles, para mantener la aeronave lo más fiel a la original. Si una evolución no logra el objetivo, se amplía para la siguiente evolución el número de modificaciones introducidas. Además, de esta manera es posible valorar el grado de mejora que conlleva cada modificación.

## 7. Estudio preliminar

Para efectuar una precisa elección y valoración de los candidatos, primero es necesario realizar un estudio previo con el fin de identificar los factores decisivos para lograr la autonomía infinita. Debido a que la autonomía es un parámetro directamente relacionado con la energía, es previsible que la mayoría de los elementos determinantes se puedan definir mediante cálculos energéticos.

### 7.1. Fuentes de energía

La elección de las fuentes de energía es sin duda una de las decisiones más relevantes para lograr la autonomía infinita. Tanto la fuente primaria, los paneles fotovoltaicos, como la secundaria, las baterías, deben escogerse teniendo en cuenta los requisitos de la aeronave.

Mediante las conclusiones sacadas del estudio del Estado del Arte, se concluye que las células fotovoltaicas deben ser lo más ligeras y eficientes posible. Por ello, se seleccionan las células fabricadas por Alta Devices, de GaAs. Cabe decir que aunque la compañía ha llegado a fabricar células con una eficiencia de 28.8%, únicamente facilita los datos de unas basadas en la misma tecnología, pero con una eficiencia del 25 %. Por ese motivo, el estudio parte inicialmente de ese modelo de células.

En cuanto a la selección de las baterías, se elige emplear unas baterías con tecnología Li-S debido a su alta energía específica que permite aligerar la aeronave. Aunque aún se encuentre en fase de desarrollo, se escoge la batería de Sion Power de 350  $Wh/kg$  probada con éxito en el Airbur Zephyr 7 [19].

A continuación se explican dos importantes cálculos que se deben de realizar antes del estudio energético: el cálculo de la variación de la eficiencia de las células fotovoltaicas y el cálculo de la irradiación solar.

### 7.2. Cálculo de la variación de la eficiencia de las células fotovoltaicas

La eficiencia de las células fotovoltaicas es sin lugar a dudas, el parámetro más importante para obtener la autonomía infinita. Como muestra el fabricante de las células escogidas para este trabajo, Alta Devices, el valor de la eficiencia de las células que forman los paneles, varía según la temperatura a la que operan y los niveles de irradiación que reciben [6]. Por este motivo se elabora una función, a

partir de los datos del fabricante (Figura 7.1), para la herramienta de cálculo empleada, MATLAB, que permite calcular el valor de la eficiencia a una temperatura e irradiancia dadas.

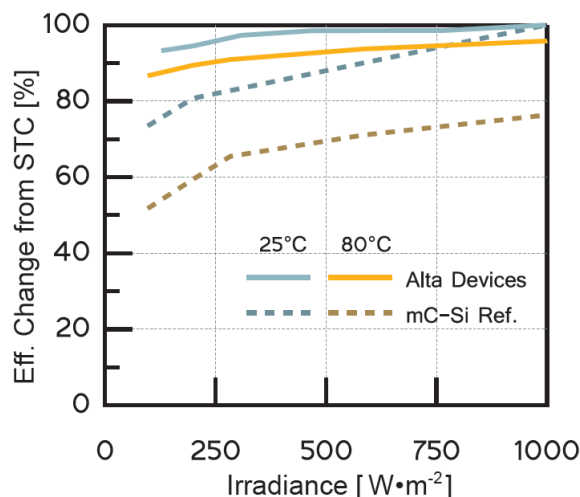


Figura 7.1: Dependencia de la eficiencia con la temperatura de utilización y el nivel de irradiación

En Figura 7.1, la eficiencia está expresada en % del valor en el test en condiciones estándar (STC), donde la irradiancia es  $1000 \text{ W}/\text{m}^2$  y la temperatura  $25^\circ\text{C}$ .

### 7.3. Cálculo de la irradiación solar

La totalidad de la energía disponible para la aeronave proviene de la radiación solar. Por ese motivo, el mes con menor cantidad radiación solar, diciembre, se espera que sea el más crítico para alcanzar el objetivo de la autonomía infinita [4]. En opuesta posición se encuentra el mes de junio. Durante el dicho mes, la irradiación media diaria cuadruplica la recibida durante el mes de diciembre [4].

Para realizar el estudio energético, se requiere conocer la distribución horaria de la cantidad de irradiación por unidad de superficie. Mediante el software GEOSOL – V 2.0 diseñado y programado por Alejandro L. Hernández, Docente de la Maestría y Especialidad en Energías Renovables de la Facultad de Ciencias Exactas de la Universidad Nacional de Salta, es posible obtener la distribución en cualquier localización del planeta a lo largo de un día del año escogido por el usuario. No obstante, con tal de cumplir con los requerimientos del trabajo, se calcula para la ubicación de Barcelona el día 22 de diciembre -el solsticio de invierno-, al ser el día con menor cantidad de horas de Sol.

Para estudiar los casos extremos, también se escogen el día 21 de junio, el solsticio de verano en otras palabras, para contrastar los días con menor y mayor cantidad de horas de Sol. Se aprecia el incremento significativo de irradiación en junio (Figura 7.2) respecto diciembre (Figura 7.3). En azul celeste se expresan los niveles de irradiación difusa y en rojo la directa. Cabe decir que ambas formas de irradiación son aprovechables por los paneles fotovoltaicos, por lo que se hablará de irradiación total, la suma de ambas[29].

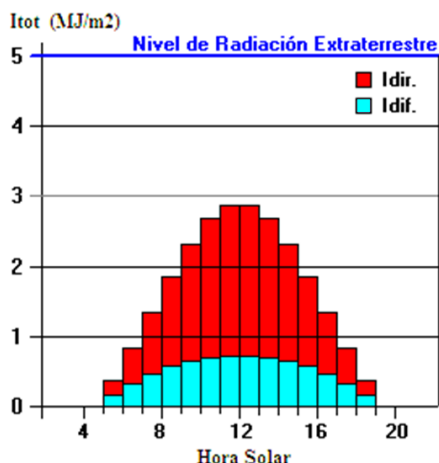


Figura 7.2: Distribución horaria de irradiación solar durante el 21 de junio en Barcelona

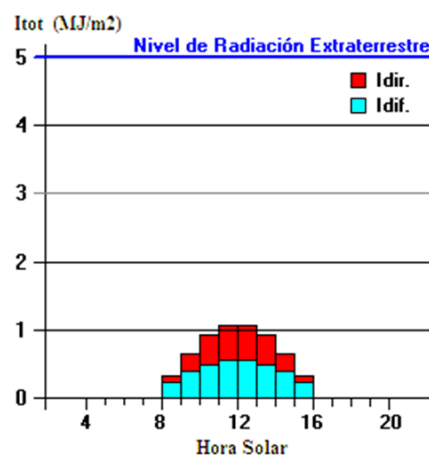


Figura 7.3: Distribución horaria de irradiación solar durante el 22 de diciembre en Barcelona

## 7.4. Hipótesis iniciales

Los cálculos previos se centran exclusivamente en el vuelo en crucero debido a que la aeronave deberá permanecer la gran mayoría del tiempo de vuelo en dicha condición para conseguir la autonomía infinita. Además, contra mayor es la duración del vuelo, mayor es la importancia del crucero en el mismo [32].

La altura de diseño de la aeronave se estima que estará entre los 100 *m* y los 1000 *m*. El motivo es que la normativa actual [1] sólo permite el vuelo diurno, bajo unas condiciones particulares a aeronaves de menos de 25 *kg*, por debajo de 120 *m*. No obstante, se espera que en un periodo corto de tiempo, la normativa sea más permisiva, disminuyendo las limitaciones actuales, pudiendo así ampliar el campo de aplicaciones de las aeronaves pilotadas por control remoto. Por ese motivo, se espera poder realizar vuelos nocturnos y a más altura. Sin embargo, esta aeronave, teniendo en cuenta el campo de aplicación para el que está ideada inicialmente, requiere una altura máxima no muy elevada, 1000 *m*, para facilitar

la vigilancia sobre el terreno con la cámara, para lograr captar imágenes de gran calidad.

El tipo de aeronave con la que se plantea realizar el estudio, es el de ala fija. El argumento reside en dos factores importante. El primero es que una aeronave de alas giratorias requiere superficie adicional, no sustentadora, para albergar los paneles, lo cual es poco eficiente. Y el segundo, es que para una misma masa de la aeronave, la de alas giratorias necesita más potencia para generar la misma sustentación.

La condición principal y fundamental que se debe cumplir en los cálculos, es la de equilibrio energético al final de 24 horas. La cantidad de energía solar absorbida por los paneles durante las horas de irradiación solar debe ser igual o superior a la energía consumida por la aeronave a lo largo de un día. De esta manera, se asegura un balance energético equilibrado permitiendo la autonomía infinita al otorgar a las baterías el papel de fuentes secundarias de energía con la única misión de gestionar y distribuir la energía eléctrica captada por los paneles fotoeléctricos en las horas de baja o nula irradiación solar.

Como estimación previa, se considera que se dispone de baterías suficientes como para albergar la totalidad de la energía absorbida durante un día. En cuanto a la cantidad de células fotoeléctricas, se estima un factor de ocupación de los paneles de un 95 % del total de la superficie alar. En este apartado no se considera la inclusión de células en otras partes de la aeronave tales como la cola.

Por último, se requiere disponer de parámetros aerodinámicos para llevar a cabo estudio. Concretamente, es necesaria la introducción de los valores de la polar aerodinámica para poder contabilizar la potencia consumida por la aeronave para mantener la velocidad de crucero en movimiento rectilíneo e uniforme (Ecuación 1)[23]. Haciendo la hipótesis de velocidad constante, se considera que la potencia consumida es constante por lo que haciendo el producto de la potencia consumida por el tiempo de vuelo se puede calcular la energía consumida.

$$P_{cr} = 1/2 \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S_w \cdot (C_{D0} + k \cdot (\frac{W}{1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_w})^2) \quad (1)$$

Como ejemplo de polar aerodinámica, se realizan los cálculos mediante el valor de la polar del UAV perteneciente a la EETAC y utilizado por el grupo ICARUS, Megastar. El estudio aerodinámico del cual se obtiene la polar es el TFG Aerodynamics, stability and control computational analysis for UAVs, cuyos autores son Carlos Pérez Arroyo y Pol Sintés Arroyo. Se hace la hipótesis de que dichos coeficientes no varían a lo largo del rango de velocidades que comprende el análisis



preliminar, y tampoco en las distintas alturas.

Debido a que únicamente se contabilizan las pérdidas de la hélice, los cálculos del crucero se realizan en condiciones desfavorables con tal de obtener resultados conservadores. En primer lugar, la temperatura de funcionamiento de los paneles se considera elevada,  $80^{\circ}\text{C}$ , para analizar los resultados con una de las menores eficiencias posibles. En segundo lugar, la altura de vuelo se considera la más baja posible,  $100\text{ m}$ , dentro del rango que se espera que pueda disponer el UAV, hasta unos  $1000\text{ m}$ . El motivo es que debido a la diferencia de densidad, la aeronave requiere más energía contra menor es la altura en condición de crucero. Cabe decir que dicha condición sólo se cumple cuando se considera que la polar es constante.

## 7.5. Análisis e identificación de problemas

Después de realizar el estudio para los meses de diciembre y junio, se observa que la velocidad de crucero y la carga alar son parámetros cruciales para obtener la autonomía infinita. Para el caso del mes crítico, diciembre, como se observa en la (Figura 7.4), para obtener un balance de energía positivo, se requiere volar a velocidades bajas y con cargas alares muy pequeñas. En cambio para caso junio, al disponer de mayor irradiación solar, disminuye considerablemente la limitación de carga alar y de la misma manera pero en menor medida la de velocidad de crucero (Figura 7.5).

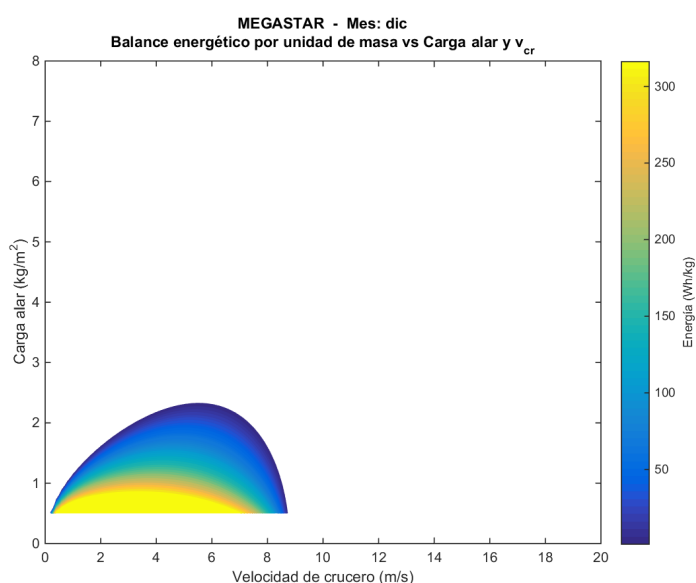


Figura 7.4: Balance energético por unidad de masa durante el mes de diciembre

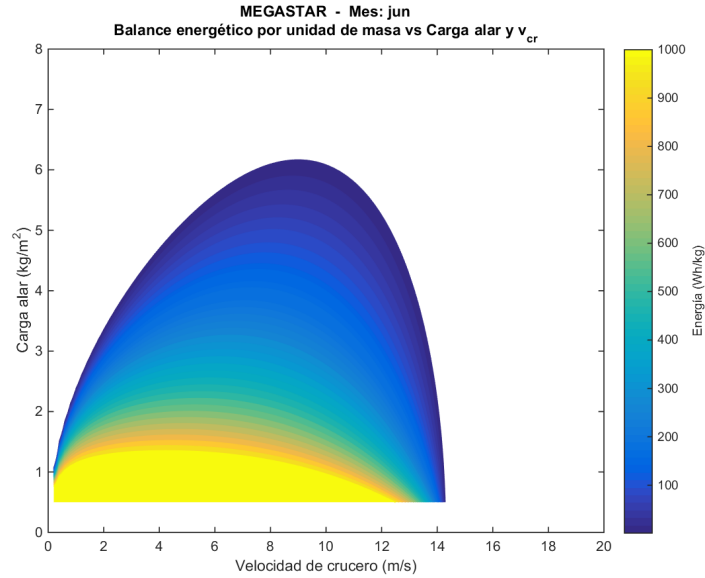


Figura 7.5: Balance energético por unidad de masa durante el mes de junio

Esta enorme diferencia implica que si se mantiene la hipótesis de la baterías, la masa de baterías requerida para ambos meses difieren considerablemente por lo que será necesario realizar un estudio más profundo con una nueva hipótesis que permita encontrar una solución de compromiso pero permitiendo en todo momento tener autonomía infinita. Como se observa en las Figuras 7.4 y 7.5, incrementando la velocidad de crucero, se puede encontrar un mismo nivel de equilibrio en ambos meses a una misma carga alar. Con un pequeño incremento de velocidad, el incremento de energía consumida es muy alto. La explicación de este hecho reside en la dependencia cubica de la velocidad en la ecuación de la potencia requerida durante el crucero.

Por otro lado, el hecho de requerir una velocidad de crucero tan baja implica tener que extremar la precaución con la entrada en pérdida. El valor de la velocidad de entrada en pérdida (Ecuación 2) está directamente relacionado con la carga alar y es inversamente proporcional al  $C_{L_{max}}$  durante el crucero. Debido a que la  $V_{stall}$  es un parámetro extremadamente crítico, es fundamental que este coeficiente sea lo suficientemente elevado para volar con margen de seguridad respecto a dicha velocidad.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot g \cdot m_{to}}{\rho \cdot C_{L_{max}} \cdot S_w}} \quad (2)$$

Durante el cálculo previo también se observa el papel de los parámetros aerodinámicos en el balance energético. El coeficiente más influyente es el de resistencia

parásita, cuyo incremento de su valor se traduce en una disminución drástica de las velocidades de crucero y cargas alares que tiene balance energético positivo. En cuanto al coeficiente parabólico de la polar, afecta principalmente a las cargas alares posibles para cada velocidad, limitándolas considerablemente. Por último, el coeficiente lineal es el menos trascendental e incrementa su efecto contra mayor es la velocidad de crucero.

Por lo que refiere al papel de la altura, se observa que como era de esperar, considerando la hipótesis de polar constante, la potencia requerida disminuye con el aumento de altitud pero variando escasamente a lo largo del rango de alturas del UAV.

Después de analizar los resultados, se identifica que para obtener la autonomía infinita incluso en el mes de menor irradiación solar, la aeronave de tener una gran relación superficie alar – peso y la capacidad de poder volar a velocidades bajas. De la misma manera, requiere ser altamente eficiente y con un  $C_{L_{max}}$  de crucero lo suficientemente elevado como para evitar la entrada en pérdida holgadamente. Sin embargo, durante los meses de mayor radiación solar, donde no hay tanta limitación energética, el UAV deberá de ser capaz de volar a velocidades más elevadas. De los factores mencionados, el más crítico es la carga alar, pues los valores necesarios para lograr el objetivo son sumamente inferiores a los encontrados en la mayoría de aeronaves no tripuladas.

## 8. Selección del UAV a modificar

A partir de las conclusiones del estudio preliminar, se procede a la elección de candidatos y su valoración.

### 8.1. Elección de candidatos

Para la elección de las aeronaves candidatas a ser objeto de estudio en este trabajo, se ha tenido en cuenta la cantidad de trabajos elaborados por compañeros de la UPC sobre UAVs. Entre todos ellos, se han escogido los siguientes modelos:

#### 8.1.1. Megastar

Es la aeronave a partir de la cual se ha realizado el estudio preliminar. Como se menciona en dicho apartado, pertenece a la EETAC y es utilizado por el grupo ICARUS. El estudio aerodinámico del cual se obtiene la polar es el TFG Aerodynamics, stability and control computational analysis for UAVs, cuyos autores son Carlos Pérez Arroyo y Pol Sintés Arroyo.

Se caracteriza por su bajo peso y carga alar. Esto, junto a su baja velocidad de crucero lo harían un candidato aparentemente idóneo de no ser por su baja eficiencia aerodinámica (Tabla 8.1).

#### 8.1.2. Shadow

Al igual que el UAV anterior, pertenece a la EETAC y es utilizado por el grupo ICARUS. La polar obtenida también proviene del estudio aerodinámico realizado en el TFG Aerodynamics, stability and control computational analysis for UAVs.

A diferencia del Megastar, el Shadow tiene un peso elevado, 55 *kg*, una mejor eficiencia aerodinámica, pero su carga alar es mayor (Tabla 8.1).

#### 8.1.3. Phoenix

El UAV Phoenix ha sido diseñado por el grupo Phoenix para el proyecto grupal de la asignatura de Proyectos de la ETSEIAT. Está equipado con un motor eléctrico y unas baterías que le permiten tener una autonomía de varias horas. En la Tabla 8.1 se muestran sus principales características.

#### 8.1.4. SantBernat

Este UAV de grandes dimensiones y alta velocidad de crucero (Tabla 8.1), está propulsado con un motor de combustión interna. Su diseño ha sido realizado por el grupo SantBernat con motivo del proyecto grupal de la asignatura de Proyecto de la ETSEIAT.

#### 8.1.5. Albatros

El UAV Albatros ha sido concebido por parte del grupo Albatros para el proyecto grupal de la asignatura de Proyectos de la ETSEIAT, con el objetivo de obtener la autonomía infinita. Este hecho le convierte en un candidato especialmente interesante. Cabe decir que la aeronave no consiguió el objetivo para los meses de octubre a febrero. En la Tabla 8.1 se muestran sus principales parámetros.

#### 8.1.6. Características de los candidatos

	Megastar	Shadow [28, 15]	Phoenix	SantBernat	Albatros
Peso ( $kg$ )	7	55	11	110	120
Superficie alar ( $m^2$ )	0.98	3.09	0.8	2.75	21.73
Carga alar ( $kg/m^2$ )	7.14	17.80	13.75	40.00	5.52
$V_{cr}$ diseño ( $m/s$ )	13.00	15.50	16.00	50.00	20.00
Altitud diseño ( $m$ )	100	1219	1000	3000	800
$C_{D0}$	0.0301	0.0379	0.027	0.01444	0.0176
$k_{1a}$	0	-0.0317	-0.0072	0	0
$k_{2a}$	0.0595	0.0578	0.0372	0.0349	0.0366
$C_{Lmax}$	1.71	2.08	1.45	1.3	1.5
$E_{max}$	11.81	16.15	17.80	22.27	19.70

Tabla 8.1: Características de los candidatos

### 8.2. Valoración de los candidatos

Para llevar a cabo la valoración de los candidatos, se realiza el estudio energético preliminar con cada uno de ellos. De esta manera es posible analizar sus eficiencias aerodinámicas, así como su cercanía, o lejanía, al objetivo del trabajo: la autonomía infinita.

Los resultados de los cálculos energético muestran como todas las aeronave obtienen un balance energético más favorable que la inicialmente estudiada, Megastar [Véase Estudio selección del UAV en el Anexo I]. Sin embargo, ninguna de ellas está cerca de obtener un balance energético favorable a baja velocidad, no solo a

sus cargas alares originales, sino que las cargas alares requeridas son extremadamente bajas.

Por este motivo, los resultados demuestran la dificultad de alcanzar el objetivo. Parece imposible lograr la autonomía infinita con simple modificaciones. Los cambios introducidos deberán lograr una mejora importante de la eficiencia global de la aeronave.

A partir de los resultados del estudio, y junto a sus características principales (Tabla 8.1) se realiza una evaluación mediante el método de Valor Técnico Ponderado de las distintas aeronaves candidatas.

La valoración tiene en cuenta la importancia de obtener el balance energético lo más favorable posible, así como de tener una carga alar baja. En segundo lugar, premia las bajas velocidades de crucero, al estar más cerca de las que obtiene balance favorable. Esta evaluación también tiene en cuenta que la altura de diseño del UAV este dentro del rango de altura que se espera que tenga la aeronave. En cuanto al peso, se valora positivamente que sea lo más bajo posible, al suponer que tendrá un coste menor de fabricación y operatividad. Por último, se valora el coeficiente de sustentación máxima  $C_{L_{max}}$ , al ser un parámetro indicativo de la entrada en pérdida. Se requiere que sea lo más alto posible para tener un margen de seguridad al volar a bajas velocidades.

CRITERIO	PESO	Megastar		Shadows		Phoenix		SantBernat		Albatros	
	G	P	PxG	P	PxG	P	PxG	P	PxG	P	PxG
Balance energético	60	1	60	3	180	3.5	210	5	300	4	240
Velocidad de crucero	40	5	200	4.5	180	4.25	170	1	40	3.5	140
Altura de crucero	25	5	125	4	100	5	125	1	25	5	125
Carga alar	60	4	240	2	120	3	180	0.5	30	5	300
$C_{L_{max}}$	20	4	80	5	100	3	60	2	40	3	60
Peso	25	5	125	2	50	5	125	1	25	1	25
SUM (p x g)	1150	830		730		870		460		890	
<b>OWA</b>		<b>0.72</b>		<b>0.63</b>		<b>0.76</b>		<b>0.40</b>		<b>0.77</b>	

Tabla 8.2: Resultado del Valor Técnico Ponderado

La valoración concluye, como era de esperar, que el mejor candidato es el Albatros, pero a poca distancia, se encuentra el Phoenix.

Debido a que el Albatros está diseñado con el fin de lograr la autonomía infinita, se descarta su elección. La selección de un candidato como el Phoenix, supon-

dría la demostración de la capacidad de un UAV a alcanzar la autonomía infinita a través de modificaciones, sin haber estado ideado inicialmente para ello. Esto permitiría aplicar este estudio a otros UAVs, y cambiar sus campos de aplicaciones dotándoles de autonomía infinita.

De la misma manera, la elección del Albatros supondría la continuación de un proyecto donde gran parte del recorrido para alcanzar el objetivo de este trabajo ha sido elaborado. Ese aspecto, tanto a nivel de investigación, como académico, supone estar cerca del objetivo sin haber adquirido los suficientes conocimientos. Así pues, para ampliar tanto la utilidad de este trabajo, como el campo de aprendizaje, se selecciona a Pheonix como el UAV objeto de las modificaciones para dotarle de autonomía infinita.

## 9. Desarrollo de la solución

En esta sección, se explica detalladamente el proceso de obtención de la autonomía infinita a partir de la introducción de modificaciones al UAV seleccionado.

Antes de iniciar el proceso, es necesario realizar un estudio energético más preciso de la aeronave seleccionada -ya que el realizado anteriormente era preliminar- para estimar de mejor manera, la distancia hasta alcanzar la autonomía infinita y plantear las posibles modificaciones a introducir. Para ello, se definen unas nuevas hipótesis para los cálculos energéticos.

### 9.1. Nuevas hipótesis

#### 9.1.1. Velocidad de crucero

A partir de los resultados extraídos del estudio preliminar, se observa que contra menor es la velocidad de vuelo, menor es el consumo energético, y es más posible obtener la autonomía infinita. Esta importancia de la velocidad se debe a la dependencia que tiene la energía necesaria para realizar un vuelo horizontal en condición de crucero respecto la velocidad:

$$Potencia = Resistencia \cdot Velocidad \rightarrow P = D \cdot V \quad (3)$$

$$Resistencia = C_D \cdot \rho/2 \cdot V^2 \cdot S_w \rightarrow Resistencia \propto V^2 \quad (4)$$

$$Potencia = C_D \cdot \rho/2 \cdot V^2 \cdot S_w \cdot V \rightarrow Potencia \propto V^3 \quad (5)$$

Sin embargo, hay que tener en cuenta que contra menor es la velocidad, mayor tiene que ser el coeficiente de sustentación  $C_L$  para generar una fuerza igual al peso de la aeronave (Ecuación 6). Además, conociendo la relación existente entre el coeficiente de resistencia  $C_D$  y el  $C_L$ , se observa que el aumento del  $C_L$  se traduce en un incremento de la resistencia (Ecuación 7)[27].

$$Sustentación = C_L \cdot \rho/2 \cdot V^2 \cdot S_w \quad (6)$$

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + k \cdot C_L^2 = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot \varphi} \quad (7)$$



Así pues, la velocidad de diseño debe ser lo suficientemente baja para que el UAV consuma poca potencia, pero lo suficiente elevada para tener un  $C_L$  de crucero que produzca una baja resistencia, o dicho de otra manera, que el ala sea muy eficiente a la velocidad de crucero. En este punto también importante recordar que si el  $C_L$  es demasiado elevado, cercano al  $C_{L_{max}}$  de la aeronave, el UAV puede entrar en pérdida.

De esta manera, debido al papel fundamental de la velocidad, se decide analizar 4 velocidades a lo largo del desarrollo. Dos de ellas son candidatas a ser escogidas como velocidades de crucero para obtener la autonomía infinita en diciembre, estas son  $8 \text{ m/s}$  y  $9 \text{ m/s}$ . Las otras dos representan los posibles límites de la aeronave.

Por un lado, el límite inferior,  $7 \text{ m/s}$ , una velocidad posiblemente en torno a la de entrada en pérdida. En el otro extremo,  $16 \text{ m/s}$ , la velocidad de crucero original de la aeronave, y que puede coincidir con la velocidad diurna durante los meses de alta radiación solar.

### 9.1.2. Polar aerodinámica

Para obtener unos resultados más precisos, durante este estudio no se considera la hipótesis de polar constante. El motivo es que a velocidades bajas, cualquier cambio de velocidad o de altura de vuelo, produce una variación no despreciable del número de Reynolds (Ecuación 8).

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot c}{\mu} \rightarrow Re \propto \frac{\text{fuerzas inerciales}}{\text{fuerzas viscosas}} \quad (8)$$

El número de Reynolds indica la relación entre los esfuerzos inerciales frente a los viscosos (Ecuación 8), por lo que una disminución se traduce en un aumento de la resistencia parásita. En la Figura 9.1 se muestra la clara influencia del número de Reynolds en el coeficiente de fricción, por lo que a partir de este punto se considerará una polar para cada velocidad y altura de vuelo.

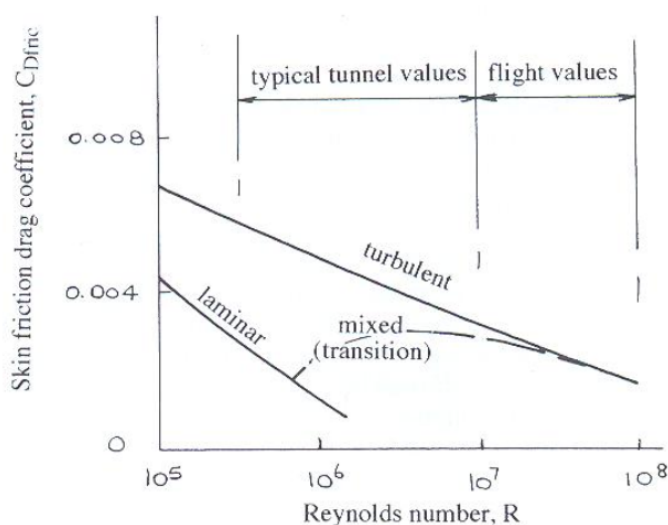


Figura 9.1: Relación entre el número de Reynolds y el coeficiente de fricción. Fuente: [24]

### 9.1.3. Altura de crucero

Teniendo en cuenta que la aeronave seleccionada tiene una altura de diseño de 1000  $m$  y una masa inferior a los 25  $kg$ , se fija el rango de alturas de vuelo del UAV modificado considerado inicialmente.

La altura de vuelo en crucero más baja de la aeronave será de 100  $m$ , con el fin de poder realizar vuelos bajo la normativa vigente[1], que no permite superar los 150  $m$ . Se espera que en un espacio corto de tiempo se produzca un cambio de normativa que permita volar a mayor altura, fuera del alcance visual del piloto y en condiciones nocturnas, por eso la altura más elevada de diseño será de 1000  $m$ . Permitiendo así ampliar las aplicaciones de la aeronave, pero manteniendo una buena calidad de las imágenes tomadas a través de la cámara que equipa.

### 9.1.4. Capacidad de las baterías

La hipótesis inicial estimaba que las baterías debían ser capaces de albergar la totalidad de la energía generada por los paneles fotovoltaicos. No obstante, la función de las baterías es la de almacenar energía para utilizarla durante aquellas horas donde la potencia proveniente de los paneles sea inferior a la necesaria para realizar el vuelo en crucero.

Por ese motivo, se estima como primera aproximación, que en el caso de obtenerse la autonomía infinita, esa condición se produciría durante el 75 % del tiempo

-durante el mes de diciembre-. Por consiguiente, a partir de ahora se considera que la batería tiene que capaz de almacenar el 75 % de la energía generada por los paneles fotovoltaicos a lo largo de un día.

#### 9.1.5. Factor de ocupación de los paneles

El factor de ocupación considerado inicialmente es del 95 % de la superficie alar de la aeronave. Teniendo en cuenta que el UAV seleccionado dispone de una forma en planta rectangular, se sigue considerando que es posible lograr dicho factor. No obstante, se decide considerar un valor conservador del 90 % para prever la posible disminución de factor de ocupación debido a los alerones.

#### 9.1.6. Rendimiento del sistema propulsivo

Durante el estudio preliminar se consideraban únicamente las pérdidas producidas en la hélice. No obstante, el sistema propulsivo esta formado por más componentes (Figura 9.2) y cada uno comporta una serie de perdidas [Véase Anexo III y V].

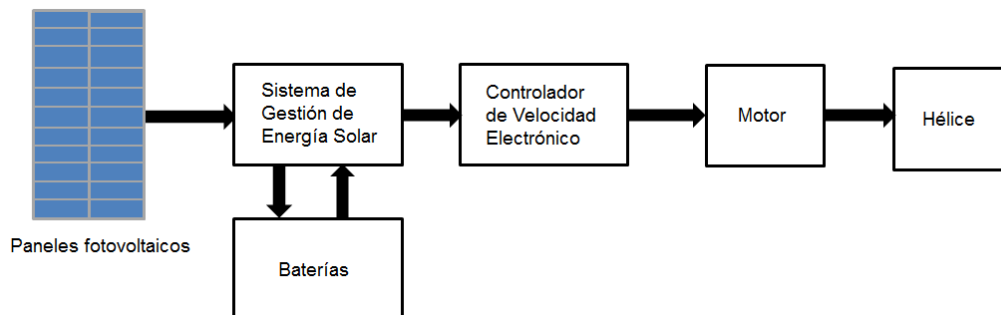


Figura 9.2: Esquema del sistema propulsivo de la aeronave modificada

Teniendo en cuenta que el Sistema de Gestión de Energía Solar esta formado por un sistema *MPPT* y un Gestor de Batería, se calcula el rendimiento del sistema como:

$$\eta_{elec} = \eta_{MPPT} \cdot \eta_{BM} \cdot \eta_{bat} \cdot \eta_{ESC} \cdot \eta_m \quad (9)$$

Inicialmente, la eficiencia del motor se considera la del UAV original, 86 %. Para calcular el rendimiento de las baterías, se realiza una estimación inicial que determina que la eficiencia es del 97.2 % [Véase Estimación del rendimiento de las baterías en el Anexo III]. En cuanto a los demás componentes, se considera los

rendimientos típicos de cada uno: 97 % para el *MPPT*[33], 99.5 % para el Gestor de Batería[31], y 99 % para el Controlador de Velocidad Electrónico[40].

De esta manera, y teniendo en cuenta que se sigue considerando un rendimiento de la hélice del 85 %, se calcula la potencia consumida como:

$$P_{cons} = \frac{C_D \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S_w}{2 \cdot \eta_{elec} \cdot \eta_p} \quad (10)$$

Debido a que durante este estudio se tienen en cuenta las pérdidas de los distintos componentes, la temperatura de las placas se considera que será aproximadamente igual a la temperatura del aire, debido a la elevada convección forzada que se produce durante el vuelo. Así pues, conociendo la temperatura y la irradiación en cada momento, es posible calcular el rendimiento de las células fotovoltaicas. De ahí se obtiene la potencia absorbida:

$$P_{abs} = J_{solar} \cdot S_{células} \cdot \eta_{células} \quad (11)$$

## 9.2. Estudio del UAV seleccionado

Después de definir las nuevas hipótesis del estudio energético, se lleva a cabo un estudio aerodinámico de la aeronave seleccionada para disponer de las distintas eficiencias aerodinámicas según la velocidad y altura de vuelo necesarias para llevar a cabo el estudio energético.

### 9.2.1. Estudio aerodinámico

Los resultados del análisis muestran con gran claridad la influencia del número de Reynolds en la eficiencia del UAV según las condiciones de vuelo (Figuras 9.3 y 9.4) [Véase Estudio de las evoluciones en el Anexo II].

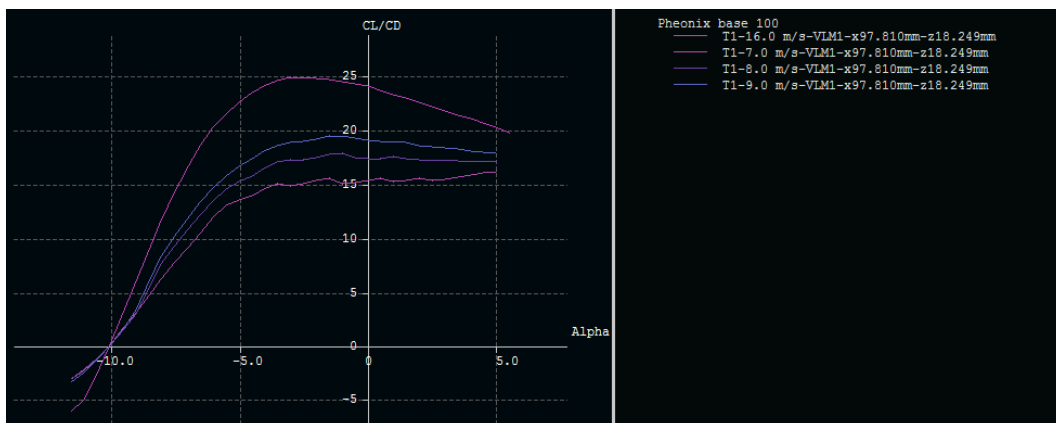


Figura 9.3: Eficiencia aerodinámica de la aeronave original a 100 m de altura

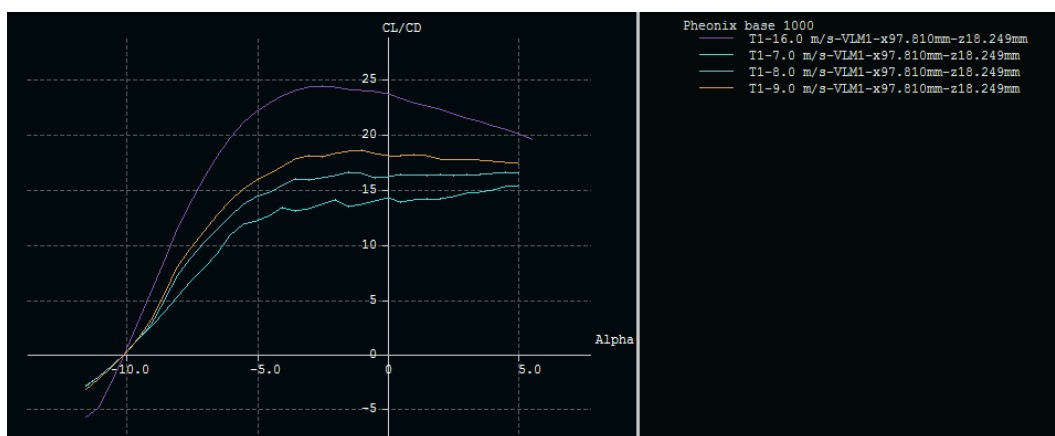


Figura 9.4: Eficiencia aerodinámica de la aeronave original a 1000 m de altura

Se observa la importante disminución de la eficiencia aerodinámica según se decrece la velocidad de vuelo. También se aprecia una pequeña reducción de la eficiencia cuando aumenta la altura, debido a la disminución de la densidad del aire y por consiguiente, del número de Reynolds.

### 9.2.2. Estudio energético

A partir del estudio realizado con el software MATLAB [Véase Estudio del UAV seleccionado en el Anexo I] se puede ver lo lejos que se encuentra el UAV sin modificar de la autonomía infinita a ambas alturas a las velocidades candidatas de crucero (Figuras 9.5 y 9.6). Cabe decir que debido a las nuevas hipótesis, lo cual, comportan la disminución de la eficiencia con la altura, la altura de 1000 m pasa a ser la más crítica.

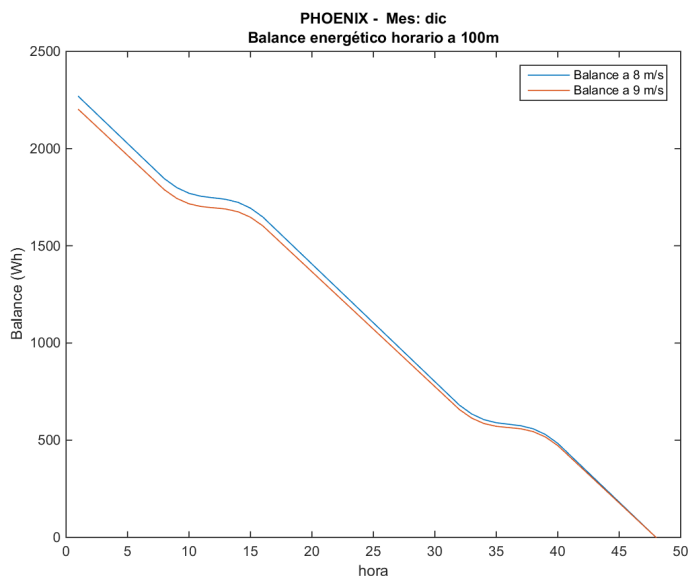


Figura 9.5: Balance energético horario a 100 m de altura

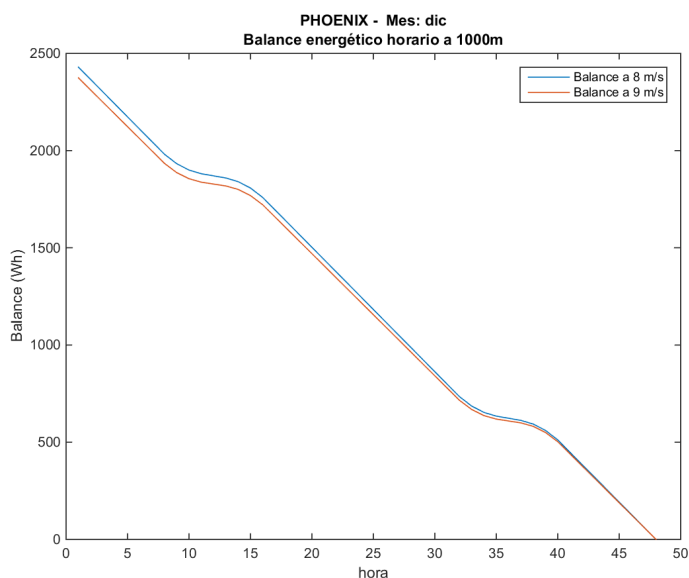


Figura 9.6: Balance energético horario a 1000 m de altura

Durante el estudio preliminar se observaba que a bajas velocidades y bajas cargas alares era posible obtener la autonomía infinita. En cambio, debido a las nuevas hipótesis, únicamente se obtiene un balance energético positivo a velocidades inferiores a  $7 \text{ m/s}$  y cargas alares inferiores a  $1 \text{ kg/m}^2$  (Figura 9.7). La disminución de la eficiencia aerodinámica es tan grande, que provoca que sea imposible obtener la autonomía infinita sin realizar modificaciones profundas en la aeronave. Para alcanzar el objetivo se debe mejorar significativamente la eficiencia el UAV y

reducir lo máximo posible la carga alar.

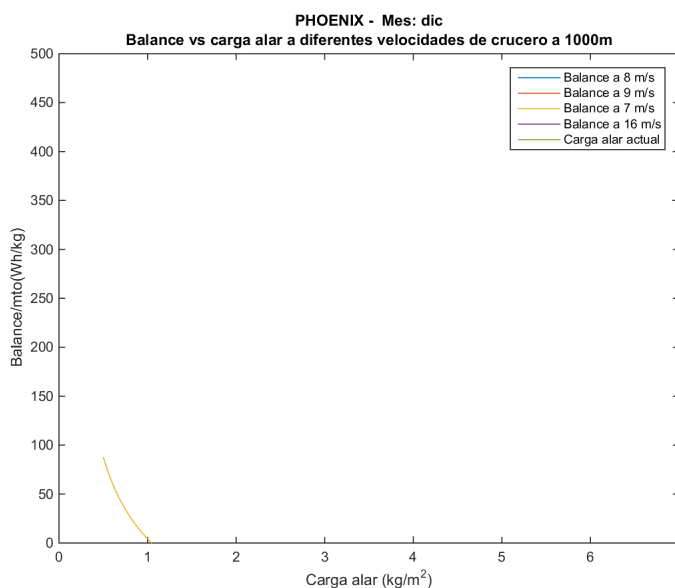


Figura 9.7: Balance energético en función de la carga alar a distinta velocidades

### 9.3. Definición de las posibles modificaciones

A partir de los resultados del estudio de la aeronave seleccionada, se plantean las siguientes modificaciones con tal de obtener la autonomía infinita.

#### 9.3.1. Modificaciones estructurales

##### *Disminución carga alar*

La carga alar es un parámetro decisivo para lograr la autonomía infinita, por ese motivo, se debe maximizar el peso estructural frente el peso máximo de despegue. Para ello, se destina la reducción de peso que permite el uso de las nuevas baterías a aumentar la superficie alar.

Cabe decir, que la aeronave inicial obtiene un factor de seguridad de 8 en la condición de crucero, por lo que se considera inicialmente que la disminución de la carga alar no provoca el incumplimiento estructural, factor de seguridad menor que 1.5, al tener un margen muy amplio.

##### *Refuerzo del ala*

Esta modificación se llevaría a cabo en caso de que la disminución de la carga alar, junto al aumento de la superficie alar, provocasen la fallada del ala. De ser así,

sería de extrema necesidad reforzar el ala, previsible mente con la introducción de un larguero adicional en la zona central del ala.

#### *Cambio de materiales*

Una precisa elección de los materiales de la aeronave pueden conseguir una reducción de peso, sin comprometer la integridad estructural. No obstante, a menos de que sea inviable obtener la autonomía infinita con los materiales iniciales, no se planteará este cambio con tal de mantener la mayor cantidad de características iniciales.

### **9.3.2. Modificaciones aerodinámicas**

#### *Aumento del alargamiento*

Como se observa en la Ecuación 7, el alargamiento  $AR$  contribuye de manera inversamente proporcional a la resistencia inducida. Por consiguiente, aumentando el alargamiento se puede incrementar la eficiencia aerodinámica. Sin embargo, un alargamiento muy elevado puede comportar problemas estructurales debido a que la flexión del ala se ve magnificada.

#### *Cambio de la forma en planta*

La forma en planta del ala tiene una influencia importante sobre el Factor de eficiencia de Oswald  $e$  [27], y a su vez el Factor de eficiencia de Oswald contribuye al parámetro de eficiencia aerodinámica  $\varphi$  [11]. Éste, al igual que el alargamiento, es inversamente proporcional a la resistencia inducida, por lo que es deseable que el valor sea lo más alto posible.

El Factor de eficiencia de Oswald puede ser como máximo igual a 1, que se da cuando la forma en planta es elíptica. De esta manera, cuanto más se aproxima la forma en planta a la elíptica, más cercano a 1 es el Factor de eficiencia de Oswald.

No obstante, a menos que se requiera un incremento adicional de la eficiencia aerodinámica, se mantendrá la forma en planta original, rectangular, al ser más barata y fácil de construir [10]. Además, al ser una geometría sencilla, permite un mayor factor de ocupación de los paneles fotovoltaicos.

#### *Torsión del ala*

La torsión geométrica del ala puede mejorar el comportamiento de la entrada en pérdida del ala. Además, puede lograr una distribución de sustentación a lo largo del ala con una resistencia inducida reducida [27].

#### *Variar el alargamiento estabilizador horizontal*



Una variación del alargamiento del estabilizador horizontal puede comportar una mejora de la eficiencia de la cola, y por consiguiente, un pequeño de la eficiencia global de la aeronave.

#### *Aumento de la cuerda*

El aumento de la cuerda del ala puede favorecer a la disminución de la resistencia parásita debido a que el número de Reynolds se ve incrementado (Ecuación 8).

#### *Aumento de la superficie alar*

El incremento de la superficie alar, además de permitir aumentar el número de paneles ubicables y de hacer disminuir la carga alar, reduce la contribución del fuselaje a la resistencia aerodinámica del UAV

#### *Cambio del perfil del ala*

Debido a que el Reynolds del vuelo disminuye considerablemente respecto al original, el perfil del ala puede dejar de trabajar en su rango de eficiencia óptima. Por ese motivo, mediante un nuevo perfil aerodinámico de bajo Reynolds es posible aumentar la eficiencia aerodinámica significativamente con un  $C_{L_{max}}$  que retrase la entrada en pérdida lo máximo posible.

### **9.3.3. Modificaciones del sistema propulsivo**

#### *Cambio de motor*

Para obtener la autonomía infinita es necesario que el motor eléctrico sea lo más eficiente posible. El motor equipado en la aeronave original, tiene una eficiencia del 86 %, por lo que equipar al UAV con uno de eficiencia superior al 90 % puede mejorar altamente las prestaciones y situarse más cerca del objetivo.

#### *Cambio de hélice*

Un efecto colateral de la disminución de la velocidad de vuelo, es que el Reynolds de la hélice se ve gravemente disminuido, lo que comporta un aumento de la resistencia. Por ese motivo, es necesario llevar a cabo una correcta selección con tal de obtener una hélice de gran eficiencia a la velocidad de crucero de la aeronave.

#### *Introducción de células fotovoltaicas*

Esta modificación se aplica desde el comienzo del desarrollo, pues las células fotovoltaicas son la piedra angular de la autonomía infinita.

Aunque inicialmente se empleen -como se ha comentado durante el estudio preliminar- las células de Alta Devices de 25 % de eficiencia, en el caso de no ser lo suficien-

temente eficaces para lograr la autonomía infinita, se introducirían las células de 28.8 % de eficiencia en condiciones STC.

Debido a que están basadas en la misma tecnología, se supondría una variación de la eficiencia en función de la temperatura y la irradiación, idéntica a la que facilita el fabricante para las de 25 %. Además, se realizaría la hipótesis de que la geometría de las células se conserva.

#### *Cambio de baterías*

Como ha sido explicado en el estudio preliminar, se escoge la batería de Sion Power de 350  $Wh/kg$  basada en la tecnología Li-S.

Si la energía específica no fuera lo suficientemente elevada, se consideraría la introducción de las baterías de 550  $Wh/kg$  de Sion Power en fase de desarrollo [22]. En dicho caso, se consideraría la hipótesis de que las características que facilita el fabricante[34] son iguales para ambas baterías, a excepción del peso, ya que la tecnología y el fabricante que las elabora son los mismos tanto para una como la otra.

### **9.4. Aplicación de las modificaciones**

A continuación, se realiza un proceso de aplicación de modificaciones en diferentes fases (evoluciones). La finalidad del procedimiento seguido, es intentar lograr la autonomía infinita introduciendo el menor número posible de modificaciones, para que de esta manera, la solución encontrada -que cumpla el objetivo- sea lo más semejante posible a la aeronave original.

Así pues, se comienza el proceso aplicando la primera modificación al UAV seleccionado. Cabe decir que éste ya está equipado con el sistema propulsivo descrito en el apartado de Nuevas hipótesis.

#### **9.4.1. Evolución 1**

Con tal de obtener una mejora significativa del balance energético de la aeronave, se dispone a aumentar lo máximo posible la superficie alar frente al peso, hasta alcanzar los 15  $kg$  de masa total [Véase Cálculo de las modificaciones en el Anexo I]. De esta manera se espera disminuir la carga alar, con los beneficios que ello comporta. Además, la cuerda se ve incrementada, aumentando el número de Reynolds y mejorando la eficiencia aerodinámica.

El estudio aerodinámico de la Evolución 1, confirma las predicciones [Véase Estudio de las evoluciones en el Anexo II]. Los resultados de los cálculos energéticos muestran unos buenos resultados, pero aún muy insuficientes. Además, en ambas alturas, la velocidad de menor consumo energético resulta ser  $9 \text{ m/s}$  [Véase Aplicación de las modificaciones en el Anexo I].

#### 9.4.2. Evolución 2

Para intentar incrementar más la eficiencia, se estudia la modificación del alargamiento del ala y de los perfiles aerodinámicos del ala y la cola a la Evolución 1 [Véase Estudio del ala en el Anexo II]. El estudio concluye con el Eppler 216 y el Naca 0008 como los perfiles del ala y la cola respectivamente, con un alargamiento del ala que duplica al original, situándose en 25.6.

El estudio energético muestra que las modificaciones introducidas mejoran en enorme medida el balance energético de la aeronave [Véase Aplicación de las modificaciones en el Anexo I].

#### 9.4.3. Evolución 3

La siguiente modificación introducida es el aumento la masa hasta  $20 \text{ kg}$  maximizando la superficie alar. Al igual que en la Evolución 1, la modificación se traduce en una disminución de la carga alar. Además, al incrementar la cuerda, la eficiencia aerodinámica vuelve a aumentar debido a la disminución del  $C_{D0}$  al incrementarse el número de Reynolds.

Por otro lado, se estudia la influencia del alargamiento del estabilizador horizontal en la eficiencia aerodinámica de la aeronave [Véase Estudio de la cola en el Anexo II]. El resultado muestra que el alargamiento que permite obtener una mayor eficiencia es 2.

Se realiza el estudio energético con las modificaciones introducidas, y se aprecia una disminución de la velocidad de entrada en pérdida y se mejora el balance energético, pero todavía se está lejos de la autonomía infinita [Véase Aplicación de las modificaciones en el Anexo I].

#### 9.4.4. Evolución 4

A continuación, se introducen modificaciones en el sistema propulsivo. Se incorpora un nuevo motor con una eficiencia mayor, pasando de  $86 \%$  a  $93 \%$  a costa de un

pequeño incremento de peso [Véase Selección del motor en el Anexo III]. También se introduce una nueva hélice con una elevada eficiencia a las condiciones de la nueva aeronave, pero también es más pesada [Véase Selección de la hélice en el Anexo III].

El estudio energético realizado a partir de este punto resulta más preciso al diferenciar la eficiencia de la hélice según la velocidad de la aeronave, ya que esta depende en gran medida de la velocidad. Además, viendo la dificultad de alcanzar la autonomía infinita, se decide introducir las células fotovoltaicas de 28.8 % de eficiencia aplicando la hipótesis expuesta en la Definición de las posibles modificaciones. Por el mismo motivo, se cambian las baterías por las de alta energía específica que se encuentra en fase de desarrollo.

Con las nuevas modificaciones, pero manteniendo la eficiencia aerodinámica de la Evolución 3, se está muy cerca de la autonomía infinita para 1000 m. De hecho, se puede disminuir la carga que debe albergar la batería al 71.76 % de la total generada durante el día, siendo 9 m/s la velocidad de menor consumo. En cuanto al vuelo en baja altura, se obtiene la autonomía infinita a 8 m/s [Véase Aplicación de las modificaciones en el Anexo I].

Después de realizar el estudio aerodinámico de la Evolución 4 [Véase Estudio de las evoluciones en el Anexo II], se procede al estudio energético con el peso extra del nuevo motores y la nueva hélice. Con las modificaciones realizadas, se obtiene definitivamente la autonomía infinita a 8 m/s a 100 m, pero de ninguna manera a 1000 m [Véase Aplicación de las modificaciones en el Anexo I]. Debido a que se ha estancado la mejora por eficiencia aerodinámica, se decide no realizar más modificaciones en los parámetros de ala y cola.

#### 9.4.5. Evolución 5

Con la finalidad de aumentar la energía solar absorbida, se decide ocupar con paneles solares los alerones y el estabilizador horizontal para intentar alcanzar los siguientes objetivos:

- Conseguir la autonomía infinita en el mes de diciembre en todo el rango de alturas.
- Obtener la autonomía infinita con cierto margen de seguridad.
- Disponer de energía para los sistemas de a bordo y la carga de pago.

Primeramente, es necesario saber el tamaño de los paneles solares. Por ello, se dimensionan junto a las baterías a partir de los cálculos energéticos y las características del sistema propulsivo [Véase Dimensionado de las fuentes de energía en el Anexo III]. Posteriormente, se calculan los parámetros de las superficies de control con el fin de obtener un mayor factor de ocupación [dimensionado de superficies de control]. De esta manera se tienen dimensionadas todas las superficies aerodinámicas y se procede al estudio de la ubicación de los paneles solares en el ala, alerones y estabilizador horizontal [Véase Ubicación de los paneles fotovoltaicos en el Anexo III].

Una vez colocados y cuantificados todos los paneles solares, se realizan los cálculos energéticos. En esta ocasión, en vez de suponer una temperatura de funcionamiento de las placas, se realiza un cálculo de equilibrio térmico [Véase Equilibrio térmico en el Anexo I] con la finalidad de obtener unos resultados de temperatura de funcionamiento más cercanos a los reales.

Así pues, en este estudio energético, tanto la superficie solar como los parámetros geométricos son conocidos. La masa varía debido a la incorporación de más placas, que a la vez que provocan un aumento del número de baterías y su consiguiente incremento de masa. Esto provoca que la carga alar se vea aumentada, pero en términos muy pequeños, sobre todo comparado con los beneficios de ingresos energéticos que comparta el aumento de paneles solares.

Después de realizar el estudio, se observa que se obtiene la autonomía infinita (Figura 9.8) en todo el rango de alturas, demostrando que la colocación de paneles adicionales ha sido un éxito [Véase Aplicación de las modificaciones en el Anexo I]. Además, se comprueba que la hipótesis inicial de temperatura de funcionamiento de los paneles se ve incrementada durante las horas de Sol entre  $5 - 17\text{ }^{\circ}\text{C}$  de los resultados obtenidos mediante el equilibrio térmico, lo cual indica que la hipótesis inicial era una buena aproximación, pero optimista.

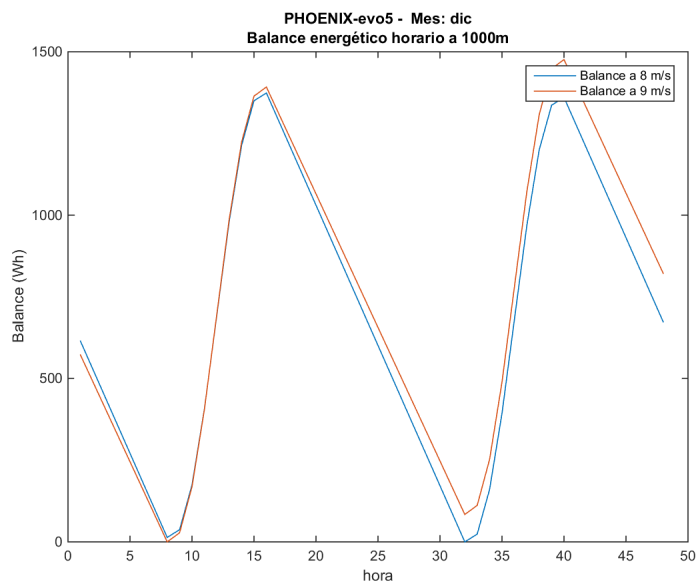


Figura 9.8: Balance energético de la Evolución 5, antes del centrado

Sin embargo, las numerosas modificaciones introducidas provocan un desajuste del centro de gravedad del avión, retrasándolo respecto del punto de equilibrio analizado durante el estudio aerodinámico. Por este motivo, es necesario realizar modificaciones en el fuselaje para avanzar el centro de gravedad ubicando baterías en su interior [Véase Estudio del centro de gravedad en el Anexo IV].

Las modificaciones provocan un aumento de la masa de la aeronave hasta los  $21.41 \text{ kg}$ . Esto provoca un aumento de la carga alar y puede dificultar en gran medida la autonomía infinita de la aeronave, por lo que se realizan los cálculos energéticos con la nueva masa.

#### 9.4.6. Evolución 5 - Después del centrado

El estudio energético [Véase Aplicación de las modificaciones en el Anexo I] muestra cómo se obtiene la autonomía infinita en todo el rango de alturas, pero con un margen muy insuficiente, sobre todo en el caso de  $1000 \text{ m}$  de altura, donde se logra a  $9 \text{ m/s}$  pero con un excedente de energía de  $10.61 \text{ Wh}$  a lo largo de un día. Debido a que el excedente es un margen insuficiente de seguridad, y que no se lograrían alimentar los sistemas de a bordo y carga de pago [Véase Anexo VI], se considera retirar de la aeronave la cámara, el transmisor y el receptor debido a su elevado peso, consumo y no ser de vital importancia para el desarrollo del vuelo.

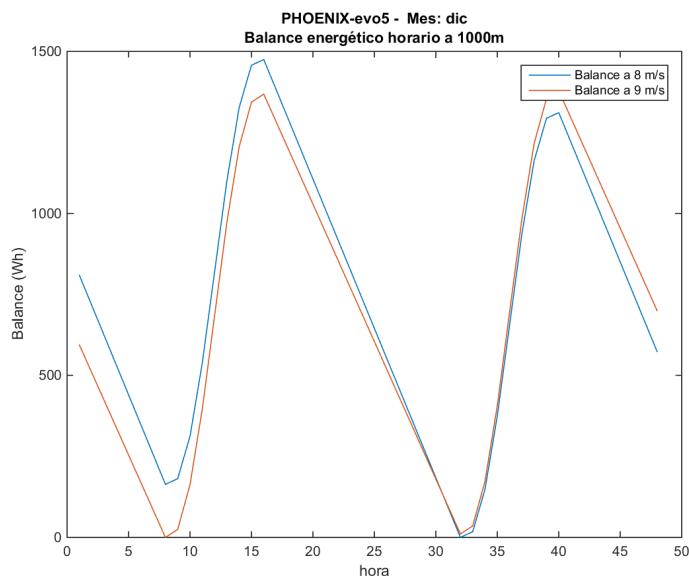


Figura 9.9: Balance energético de la Evolución 5, después del centrado

## 9.5. Análisis de las modificaciones

Debido a que se ha conseguido obtener la autonomía infinita - aunque con un margen insuficiente - se considera que se ha alcanzado la solución final. No obstante, aun se requiere de una serie de cálculos y comprobaciones para poder afirmar que se ha alcanzado el objetivo y la solución final con total seguridad.

Es importante remarcar, que durante la aplicación de las modificaciones -tal y como se explica durante el estudio de las evoluciones- se realiza un análisis de las distintas mejoras introducidas en el momento de su aplicación. De esta manera se consigue valorar el papel de las modificaciones que se van aplicando en bloques -formando una evolución- y determinar aquellas que acercan a la aeronave al objetivo.

Así pues, el análisis de las modificaciones se realiza de manera continuada durante el desarrollo de la solución. No obstante, en este apartado se lleva a cabo el estudio de las últimas modificaciones introducidas, así como las comprobaciones necesarias para asegurar que se ha alcanzado el objetivo del trabajo.

### 9.5.1. Estudio del centro de gravedad final

Después de retirar la cámara, el transmisor y el receptor, es necesario realizar otro cálculo de centro de gravedad [Véase Estudio centro de gravedad en el Anexo IV], de donde se obtiene la masa final de la aeronave 20.55 kg.

Además, para lograr situar el centro de gravedad en la posición requerida, se obtiene un nuevo fuselaje más largo, y un aumento de la masa de las baterías. Aunque el incremento de éstas se realice para compensar el momento, comporta el beneficio de poder almacenar más energía en periodos del año con mayor radiación solar, así como permitir que los niveles de batería no lleguen a ser 0, teniendo así un margen de seguridad.

### **9.5.2. Modificaciones aerodinámicas**

Las modificaciones aerodinámicas han sido objeto de análisis a lo largo del desarrollo de la solución, siendo comprobadas en numerosas ocasiones [Véase Anexo II].

No obstante, se precisa de un análisis aerodinámico para estimar la resistencia aerodinámica del fuselaje modificado [Véase Resistencia del fuselaje en el Anexo II]. Una vez se ha llevado a cabo, todas las modificaciones aerodinámicas han sido evaluadas para poder realizar el estudio energético final correctamente.

### **9.5.3. Comprobaciones estructurales**

Debido a que tanto el ala, como la cola y el fuselaje se ven altamente modificados, es de vital importancia comprobar sus resistencias estructurales.

En el Anexo VI se explica con detenimiento el proceso llevado a cabo para el análisis estructural de las partes modificadas. El estudio concluye con que los tres elementos altamente modificados- ala, cola y fuselaje- superan la condición de seguridad de necesaria: un factor de seguridad mayor al 1.5.

### **9.5.4. Dimensionado final de las baterías**

Una vez realizadas las comprobaciones estructurales y se calcula la resistencia del fuselaje, se calcula el número de baterías que se conectan en paralelo, 40 [Véase Dimensionado final en el Anexo III]. A partir de este dato, se realiza una estimación de la eficiencia de las baterías [Véase Estimación del rendimiento de las baterías en el Anexo III], obteniendo una eficiencia del 99.87 %.



## 10. Solución final

Una vez se han realizado la totalidad de los análisis y comprobaciones de las modificaciones introducidas, se procede al estudio energético final para determinar si se ha logrado el objetivo del trabajo.

### 10.1. Estudio energético final

El resultado demuestra que finalmente se ha podido dotar a la aeronave de autonomía infinita mediante la introducción de modificaciones a lo largo del rango de alturas de la aeronave (Figuras 10.1 y 10.2) [Véase Estudio de la solución en el Anexo I]. Todas las modificaciones son analizadas en su correspondiente apartado del Anexo.

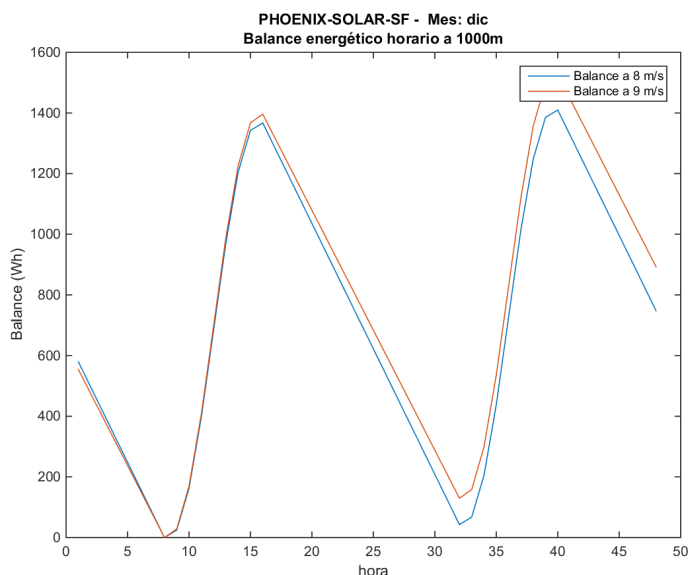


Figura 10.1: Balance energético de la solución final del UAV modificado 1000 m

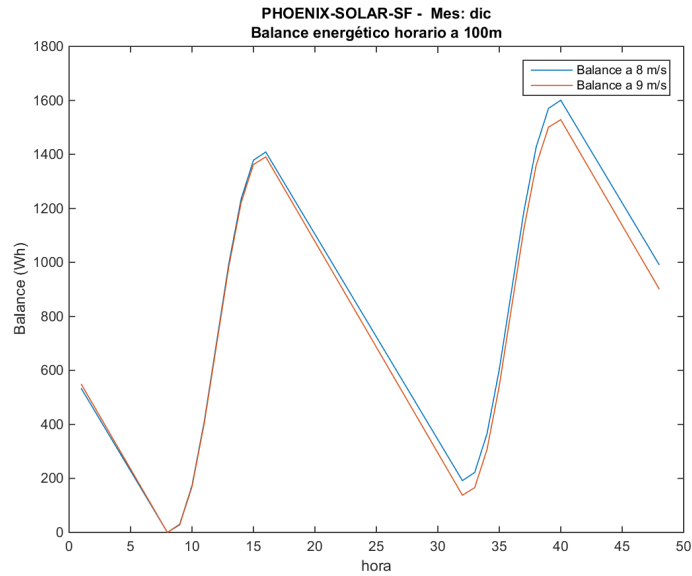


Figura 10.2: Balance energético de la solución final del UAV modificado 100 *m*

De esta manera se considera que se ha logrado el objetivo del trabajo.

## 10.2. Evolución de la solución

En este apartado se presentan los distintos balances energéticos desde el UAV original hasta la solución final. Para poder realizar la comparación con mayor facilidad, los balances se llevan a cabo por unidad de masa.

Se observa con gran claridad, la enorme mejora que provoca cada una de las modificaciones introducidas.

### 10.2.1. UAV original

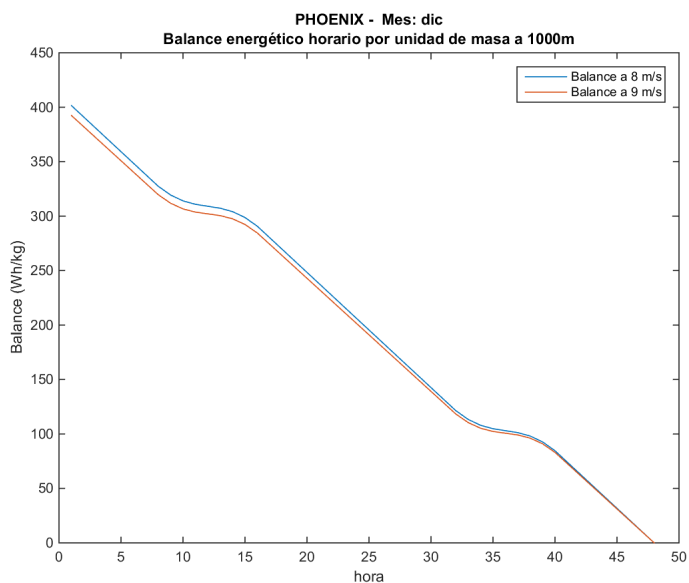


Figura 10.3: Balance energético horario por unidad de masa del UAV original a 1000  $m$  de altura

### 10.2.2. Evolución 1

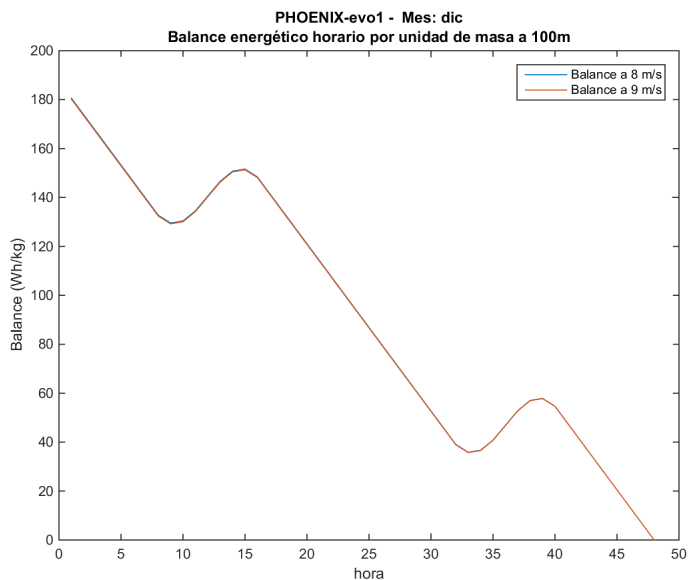


Figura 10.4: Balance energético horario por unidad de masa de la Evolución 1 a 1000  $m$  de altura

### 10.2.3. Evolución 2

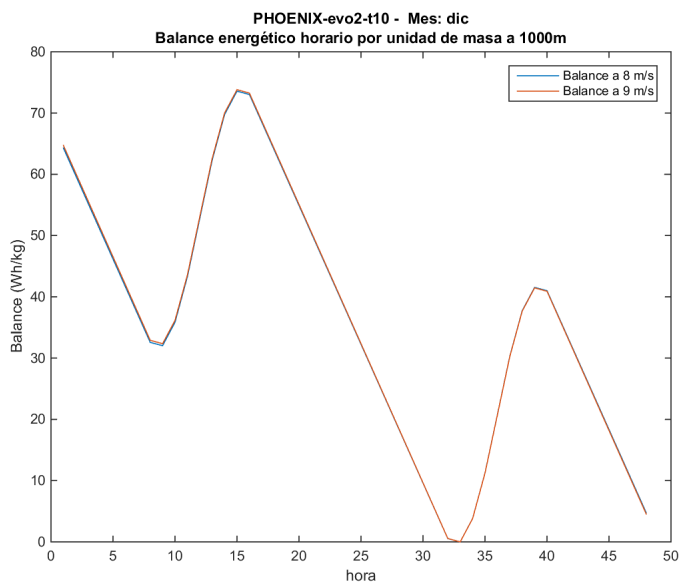


Figura 10.5: Balance energético horario por unidad de masa de la Evolución 2 a 1000 *m* de altura

### 10.2.4. Evolución 3

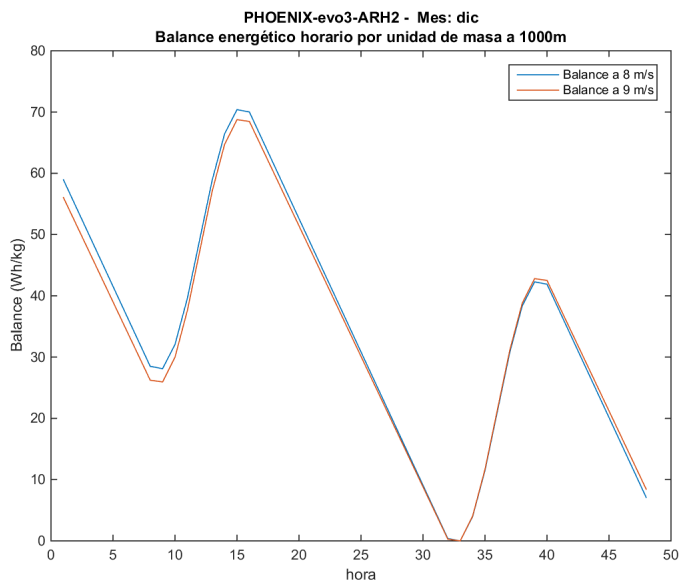


Figura 10.6: Balance energético horario por unidad de masa de la Evolución 3 a 1000 *m* de altura

### 10.2.5. Evolución 4

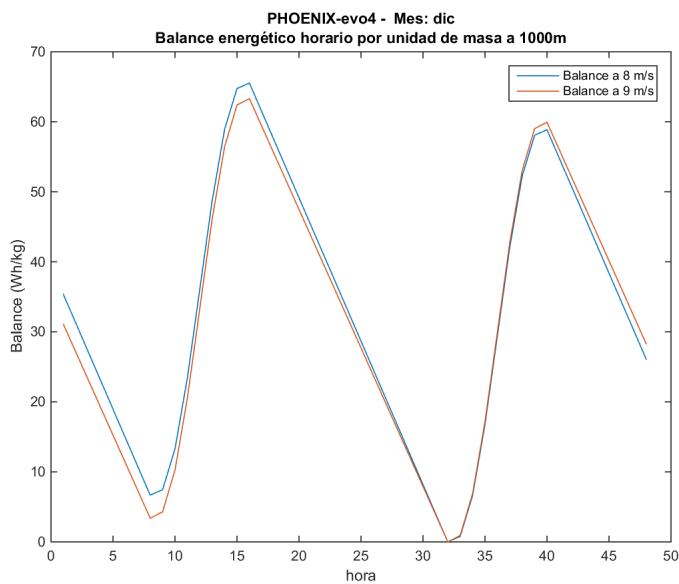


Figura 10.7: Balance energético horario por unidad de masa de la Evolución 4 a 1000 *m* de altura

### 10.2.6. Evolución 5

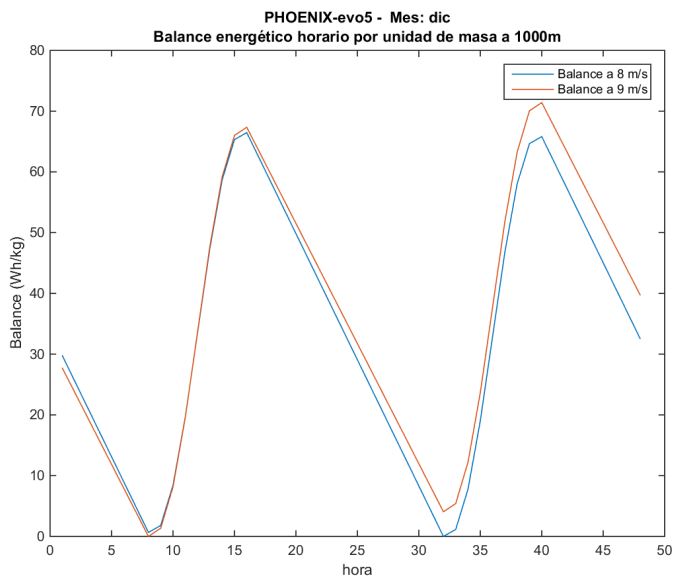


Figura 10.8: Balance energético horario por unidad de masa de la Evolución 5 a 1000 *m* de altura

### 10.2.7. Solución final

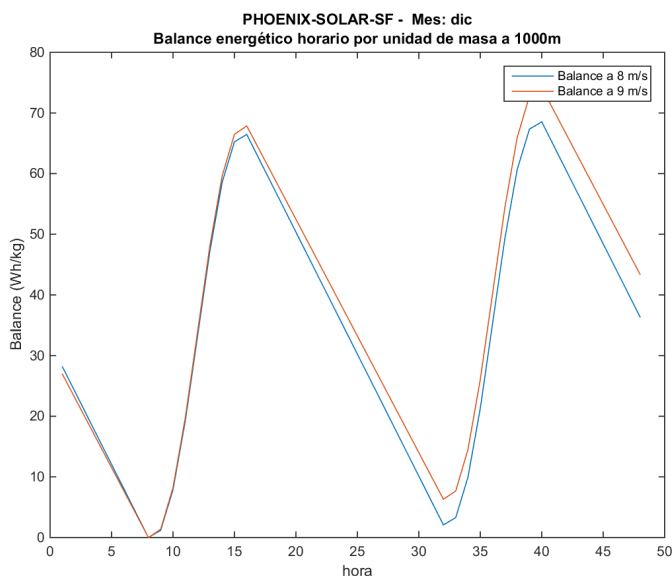


Figura 10.9: Balance energético horario por unidad de masa de la solución final a 1000 m de altura

## 10.3. Sumario de las modificaciones introducidas

A continuación, se muestra la recopilación de las modificaciones introducidas en el UAV seleccionado con tal de lograr el objetivo de ofrecer la autonomía infinita en Barcelona durante el mes de diciembre.

### 10.3.1. Modificaciones aerodinámicas

#### *Aumento del alargamiento*

La solución final presenta un aumento del alargamiento. Dicho parámetro se ve duplicado respecto el de la aeronave original, incrementando significativamente la eficiencia del UAV.

#### *Disminución del alargamiento del estabilizador horizontal*

El estabilizador horizontal del UAV modificado sufre una disminución de su alargamiento -pasando de 6 a 2- alterando la geometría de la cola mejorando su eficiencia. De esta manera se logra mejorar la eficiencia global de la aeronave.

#### *Aumento de la superficie alar*

El incremento de la superficie alar, además de permitir aumentar el número de paneles ubicables y disminuir la carga alar, reduce la contribución del fuselaje a la resistencia aerodinámica del UAV. La nueva superficie alar es de  $4.43 \text{ m}^2$ .

Esta modificación también provoca un aumento de la cuerda del ala, favoreciendo a la disminución de la resistencia parásita debido a que el número de Reynolds se ve incrementado (Ecuación 8).

#### *Cambio del perfil del ala*

Para el UAV modificado, se utiliza un nuevo perfil alar, el Eppler 216, cuya eficiencia en el rango de Reynolds de la nueva aeronave es muy elevada.

Después del cambio de perfil del ala, el espesor de este pasa de 14.8 a 10.4, por este motivo, y teniendo en cuenta que para la elección del perfil de cola se tiene en cuenta que este debe ser, para ambos estabilizadores, simétrico y de un espesor un 2 menor que el del ala [32], se selecciona el Naca 0008.

### **10.3.2. Modificaciones del sistema propulsivo**

#### *Cambio de motor*

El motor seleccionado es el modelo AXI 5320/24 GOLD LINE, cuya eficiencia máxima es de 93 %. De esta manera se incrementa sustancialmente la eficiencia respecto el original, que era de un 86 %.

#### *Cambio de hélice*

El modelo seleccionado es el APC 20 x 18 F1-GT, con un peso 0.216 kg. Esta hélice tiene un comportamiento óptimo para las condiciones de vuelo de la aeronave modificada.

#### *Introducción de células fotovoltaicas*

Las células fotovoltaicas introducidas son las elaboradas por Alta Devices, que emplean la tecnología GaAs y tienen el récord de eficiencia para células de una única capa, 28.8 % en condiciones STC.

#### *Cambio de baterías*

En el UAV modificado se utilizan las baterías de Sion Power de 550 Wh/kg basadas en la tecnología Li-S.

### **10.3.3. Modificaciones estructurales**

#### *Disminución carga alar*

Gracias a la maximización de la superficie alar frente al peso de la aeronave se ha logrado disminuir la carga alar de la aeronave. Además, se debe tener en cuenta

que se ha aligerado UAV mediante la extracción de la cámara, el transmisor y el receptor.

Cabe decir que a cada cambio de la superficie alar de la aeronave, le ha correspondido un cambio proporcional -respecto la aeronave original- de la estructural del UAV modificado. Después de los cambios introducidos, el peso final de la aeronave es de 20.55 *kg*.

#### *Alargamiento del fuselaje*

Con tal de situar el centro de gravedad en el punto respecto del ala que permite obtener una aeronave estáticamente estable, se incrementa la longitud del fuselaje para poder situar las baterías en su interior.

### **10.3.4. Modificaciones en la aviónica**

#### *Introducción de un Sistema de Gestión de Energía Solar*

El componente seleccionado para ser el encargado de la gestión de energía solar es el LT8490, elaborado por Linear Technology. Este dispositivo realiza conjuntamente las funciones de dos sistemas que bien podrían ser dos dispositivos separados, el sistema *MPPT* y el sistema de gestión de batería[20] [Véase Sistema de Gestión de Energía Solar en el Anexo V].

### **10.4. Albergar carga de pago**

Una vez se ha conseguido el objetivo, la autonomía infinita, se plantea la posibilidad de albergar una cámara infrarroja para aumentar el número de aplicaciones posibles para el UAV modificado [Véase Anexo VII].

Componente	Masa ( <i>g</i> )	Consumo ( <i>W</i> )
optris® PI LightWeight[26]	380	12.3
PST1 Transmitter[3]	28	2.4
PSR1 Receiver[2]	28	2.4

Tabla 10.1: Características de la carga de pago incorporada

El estudio verifica que es posible albergar carga de pago, pero durante un tiempo limitado durante el mes de diciembre. Concretamente, a 100 *m* se permite operar con la cámara en funcionamiento durante unas 5 horas y media. A más altura, a 1000 *m*, el tiempo disminuye hasta una capacidad máxima de 3 horas.



## 10.5. Caso extremo

En el caso de estudiar el comportamiento de la aeronave durante el mes de máxima irradiación solar, junio, se observa que la energía que generan los paneles es tan grande, que las baterías son incapaces de almacenar la energía adicional (Figura 10.10). Por ese motivo, es necesario que la aeronave incremente la velocidad, o la altura de vuelo, de tal manera que aumente el consumo hasta que este sea igual a la energía generada, todo ello mientras las baterías estén completamente cargadas.

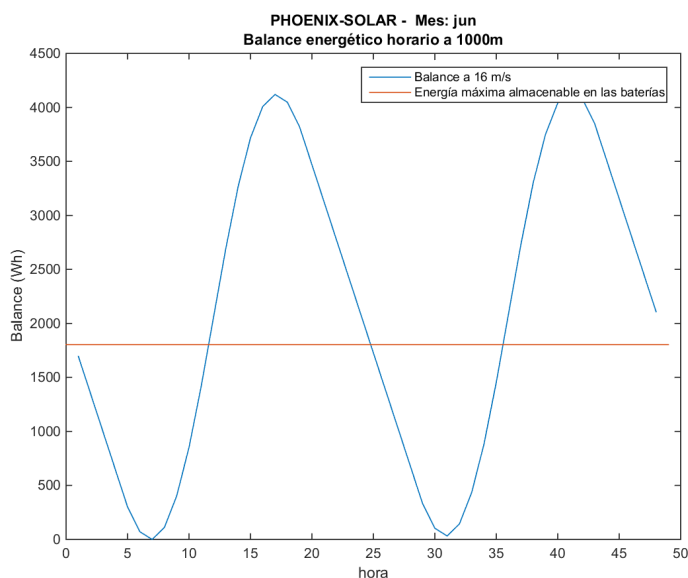


Figura 10.10: Balance energético durante el mes de junio a 16  $m/s$  a 1000  $m$

Por otro lado, las noches, al ser más cortas, permiten realizar vuelos nocturnos empleando la cámara, el transmisor y el receptor, e incluso a una velocidad de crucero mayor a 9  $m/s$  (Figura 10.11) [Véase Caso extremo en el Anexo I]. Para ello se considera que durante las horas de baja o nula radiación solar, la aeronave parte con las baterías a carga completa y puede consumir el 75 % de su capacidad.

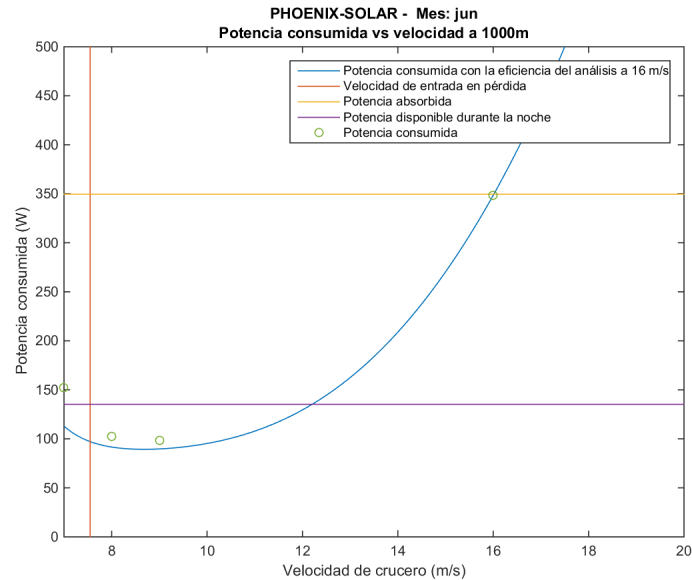


Figura 10.11: Potencia consumida en función de la velocidad durante el mes de junio a 1000 *m* de altura

De esta manera, se concluye que el disponer de demasiada energía en ningún caso es problema, pues la autonomía infinita es más asequible. No obstante, sería necesario elaborar un algoritmo para aumentar el consumo -si se quiere aumentar la velocidad- durante las horas donde las baterías se encuentren en situación de plena carga.

## 11. Estudio económico

El estudio económico se centra principalmente en el análisis de los costes. De esta manera, se estiman el coste del estudio llevado a cabo, y el del UAV modificado, con el fin de obtener el presupuesto.

Por otra parte, debido a que este trabajo consiste en un estudio de investigación de un UAV modificado, donde el objetivo es estudiar la viabilidad técnica del proyecto, carece de sentido, tanto realizar un plan financiero, como un estudio de la viabilidad económica del estudio en sí.

Una posibilidad sería realizar un plan y un estudio a partir del anteriormente elaborado para la aeronave original. Sin embargo, la diferencia entre las tecnologías de ambas aeronaves y la temporización del futuro del proyecto, es tan grande que sería necesario realizar un plan financiero y un estudio de la viabilidad prácticamente desde cero, lo cual está fuera del alcance de este proyecto.

No obstante, lo que sí está dentro del alcance del trabajo y permite valorar, en cierta manera, el grado de competitividad de la aeronave modificada - en cuanto al coste del UAV en sí mismo-, es el realizar un estudio de mercado.

El estudio de mercado se lleva a cabo con el fin de comparar los precios de aeronaves similares y la original, con el coste del UAV modificado.

### 11.1. Coste del estudio

Investigación	Salario/hora	Total horas	Total Salario
Salario ingeniero	30 €/h	470	14100 €
Programas informáticos	Precio licencia		
Licencia MATLAB [21]	2000 €		
TOTAL (sin IVA)	16100 €		

Tabla 11.1: Presupuesto del estudio

Si se tiene en cuenta que este estudio ha sido realizado a partir de un proyecto anterior, el coste total de los estudios y diseños empleados para obtener la solución de este trabajo -partiendo desde cero-, se puede considerar que es la suma de ambos.

Estudio de investigación	16100 €
Proyecto Phoenix	68500 €
<b>TOTAL (sin IVA)</b>	<b>84600 €</b>

Tabla 11.2: Coste total del proyecto

## 11.2. Presupuesto del UAV modificado

A continuación, en la Tabla 11.3, se muestra el coste de la materia prima y de los componentes del UAV modificado [Véase Anexo VII].

Ítem	Coste (€)
Fibra de carbono (M21/41 Prepreg)	6039
Poliéster	1
<b>Materiales</b>	<b>6040</b>
Motor	209
Hélice	24
Baterías	2880
Células fotovoltaicas	2881
<b>Propulsión</b>	<b>5994</b>
Sistema de Gestión de Energía Solar	16
Transmisor y receptor	88
Cámara	4900
Autopiloto	3900
<b>Sistemas</b>	<b>8904</b>
<b>Estación de control</b>	<b>6900</b>
<b>TOTAL</b>	<b>27900</b>

Tabla 11.3: Coste del UAV modificado

Para conocer el precio de venta del UAV modificado sería necesario realizar un estudio de viabilidad, lo cual está fuera del alcance de este trabajo. Sin embargo, a partir de la relación entre el coste de la aeronave original y su precio de venta, es posible realizar una primera aproximación del grado de competitividad frente a aeronaves similares.

Coste (€)	17500
Precio de venta(€)	60000

Tabla 11.4: Coste y precio de venta del UAV original

De los datos de la Tabla 11.4 se obtiene que la relación está en torno al 3.5. Este ratio varía en función del número de ventas y el resto de costes, pero es posible hacerse una idea de un precio de venta del UAV modificado de unos 100000-150000€.

Silent Falcon (\$)	250000-300000
RQ-20A Puma AE® (\$)	250000

Tabla 11.5: Precio de venta de aeronaves similares

Analizando los precios de venta de aeronave similares (Tabla 11.5)[Véase Estudio de mercado en el Anexo VII], es posible decir que el UAV modificado tiene un coste que le permitiría ser competitivo.

## 12. Impacto ambiental y consideraciones de seguridad

Debido a que el UAV modificado cuenta con un sistema de propulsión eléctrica alimentado por paneles fotovoltaicos, la aeronave no emitiría ningún tipo de gas contaminante para la atmósfera.

Gracias a su capacidad para realizar vuelos ininterrumpidos, podría permanecer volando durante días, semanas y meses generando 0 *kg* de  $CO_2$ . Asimismo, no se generaría ningún tipo de residuo sólido, pues posee una batería recargable, esto es, es posible su reutilización. Por lo tanto, éstos serían algunos de los grandes beneficios a obtener mediante las modificaciones realizadas.

Por otro lado, uno de los campos de aplicación posibles para este UAV sería el de apoyo aéreo durante las campañas de extinción de incendios. Por ello, podría evitar la propagación de fuegos, así como también sería de gran ayuda a la hora de extinguirlos. Cada fuego extinguido significa una importante disminución de pérdidas de flora y fauna en el terreno; es decir, conllevaría un beneficio extra para el ecosistema, puesto que además de no perjudicarlo, también contribuiría a protegerlo.

Actualmente, la mayoría de operaciones de salvamento requieren de apoyo aéreo, con la ayuda de helicópteros. Pues bien, el UAV modificado sería capaz de adentrarse en lugares de difícil acceso, o que bien supongan riesgo alguno para los equipos de salvamento, con el fin de localizar personas en búsqueda. Estas labores se realizarían mediante el uso de la cámara de visión térmica, la cual podría ser empleada durante todo lo largo de la noche gracias a su autonomía infinita.

Otro de los beneficios del sistema de propulsión eléctrico es que el motor produce unos niveles de contaminación acústica menores a los que produciría un motor de combustión. Además, gracias a la alta eficiencia de la aeronave, las revoluciones a las que debe girar la hélice para llevar a cabo el vuelo son muy bajas, favoreciendo así la reducción del ruido.

## 13. Conclusiones

Como conclusión del estudio realizado, cabe destacar que se ha logrado cumplir el objetivo principal de dotar al UAV seleccionado de un sistema de propulsión eléctrica, dando lugar a que ofrezca una autonomía infinita durante la noche en el mes con menos horas de sol de todo el año en la latitud de Barcelona. No obstante, el número de modificaciones requeridas para alcanzar dicho objetivo ha superado las expectativas iniciales.

El estudio ha demostrado que es posible que una aeronave alcance la autonomía infinita aunque no esté inicialmente concebida para ello. Aun así, se puede decir que resulta más eficiente realizar un diseño desde cero, considerando las necesidades de una aeronave cuyo propósito es conseguir una autonomía infinita, puesto que de forma contraria es necesario realizar tal número de modificaciones, que el resultado acaba guardando pocas semejanzas al diseño inicial.

Se han realizado numerosas hipótesis con el fin de obtener unos resultados lo más precisos posibles dentro del alcance y nivel de profundidad que permitía un proyecto de esta magnitud. A pesar de que se ha conseguido comprobar la mayoría de dichas hipótesis, con un reducido número de ellas únicamente se ha logrado realizar una corrección, con el fin de disminuir el margen de error.

En cuanto a la normativa vigente, se puede considerar que, debido a su nivel de restricción, no se permitiría que esta aeronave desarrollara su potencial de manera completa, puesto que no se autorizan vuelos nocturnos. Por otro lado, la solución encontrada permitiría realizar vuelos diurnos por debajo de la altura máxima permitida, respetando así dicha normativa.

Se espera que en un futuro próximo las baterías que equipan esta aeronave, las cuales se encuentran en fase de desarrollo, logren alcanzar, o incluso superar, los resultados previstos a corto y medio alcance. Poseen un gran potencial, y podrían facilitar la obtención de la autonomía infinita gracias a su alta energía específica.

## 14. Recomendaciones

Para aumentar el nivel de detalle del trabajo de investigación, se aconseja realizar un estudio aerodinámico en CFD del ala y fuselaje. Lo mismo sucede con la estabilidad y las superficies de control; un estudio profundo permitiría validar con menor margen de error las modificaciones realizadas.

En el apartado estructural, es muy sugerible realizar un estudio mediante el Método de los Elementos Finitos del UAV modificado. Un análisis para la condición de crucero, permitiría corroborar los resultados obtenidos analíticamente, y comprobar el factor de seguridad de la aeronave con mayor precisión. De la misma manera, se podría llevar a cabo un estudio computacional en más condiciones para encontrar los límites estructurales de la aeronave.

El objetivo del estudio era el de obtener la autonomía infinita en la latitud de Barcelona. Por este motivo, sería interesante realizar el estudio energético en la totalidad de las latitudes, en cualquier momento del año, para conocer hasta qué latitud logra la aeronave la autonomía infinita.

Como se ha comprobado en el estudio del caso extremo, una manera de consumir la energía extra que generan los paneles y no pueden almacenar las baterías, es mediante un aumento de la velocidad de crucero durante el día. La realización de un algoritmo para ajustar la velocidad de crucero en función de la irradiación, permitiría la óptima utilización de la aeronave en cualquier época del año y en la mayoría de latitudes del planeta.

Durante el estudio, la condición de crucero ha sido la única estudiada, debido a que es la de mayor importancia para conseguir la autonomía infinita. No obstante, sería recomendable el estudio de las actuaciones del UAV para conocer el comportamiento de la aeronave en las diferentes maniobras que son posibles durante un vuelo.

Debido a la modificaciones introducidas en la aeronave, se requeriría un rediseño del ensamblaje del UAV. Esta parte estaba fuera del alcance del estudio, aunque se considera que se podrían adaptar los conceptos de la aeronave original a la solución encontrada.

Un aspecto de la aeronave modificada cuyo cambio podría mejorar los resultados obtenidos es, sin duda, la selección de materiales y el diseño estructural del ala. Utilizando honeycomb de núcleo de aluminio para la construcción de las pieles, se lograría una gran reducción de peso, debido a su densidad de  $50 - 80 \text{ kg/m}^3$ , frente a los  $1580 \text{ kg/m}^3$  del composite empleado, a cambio de aumentar ligeramente



el espesor para mantener, incluso mejorar, el comportamiento mecánico, gracias a su enorme relación resistencia/peso [30]. Si además se lograra un buen diseño, donde se reforzara más la zona central del ala y no tanto la punta -pues es ahí donde se soportan los mayores esfuerzos- se podría lograr un ala más ligera sin emplear materiales compuestos, con largueros y costillas de aluminio, más resistente y ligera que la actual.

Con un ala más ligera, o una aeronave más ligera en conjunto, disminuiría la carga alar, permitiendo albergar mayor cantidad de carga de pago -o un mayor tiempo de funcionamiento de ésta-. De la misma manera, aumentarían las prestaciones y permitiría a la aeronave lograr la autonomía infinita a mayores latitudes en cualquier momento del año.

El fuselaje es otra parte del avión con un amplio margen de mejora. Con un rediseño, buscando la reducción de resistencia aerodinámica y mejorando su distribución de masa, es posible obtener un fuselaje más ligero que logre situar el centro de gravedad de la aeronave en el punto requerido.

## 15. Planificación temporal

En el caso de prolongar este estudio con el objetivo de desarrollar la aeronave hasta su completa utilización, sería aconsejable llevar a cabo las siguientes fases temporales:

- Septiembre 2015- Diciembre 2016 → Diseño detallado

A lo largo de esta fase, sería conveniente seguir las recomendaciones mencionadas en el apartado anterior en lo referente a la mejora de este proyecto.

- Octubre 2016 → Inicio de la fabricación

Construcción y unificación, por medios mecánicos, de componentes de la aeronave.

- Enero 2017 → Ensayos

Superación de los requisitos técnicos y estructurales.

- Marzo 2017 → Primera prueba de vuelo

Comprobación del correcto funcionamiento de los sistemas.

- Mayo 2017 → Prueba de vuelo de corta duración

Comprobación del correcto cálculo computacional. Verificaciones de consumo energético.

- Junio 2017 → Prueba de vuelo 24 horas

Vuelo de larga duración en condiciones favorables con el fin de comprobar el correcto funcionamiento de la aeronave a lo largo del tiempo.

- Julio 2017 → Prueba de vuelo simulando condiciones invernales

Comprobación del objetivo inicial del proyecto, obtención de la autonomía infinita durante el mes de diciembre (simulación).

## 16. Normativa

A día de hoy, la normativa no ha sido capaz de regular correctamente la integración de la multitud de UAV concebidos para aplicaciones civiles. El crecimiento del sector se ha producido tan rápidamente que la legislación aún no está preparada para ello.

No obstante, para la realización de este estudio se ha tenido en cuenta el artículo 50 de la Ley 18/2014. El artículo dicta que la aeronave del estudio, al tener una masa máxima de despegue de  $25\text{ kg}$ , no puede operar a una altura sobre el terreno mayor de  $120\text{ m}$ . De la misma manera, únicamente permite realizar el vuelo durante el día, dentro del alcance visual del piloto, en zonas fuera de aglomeraciones y en espacio aéreo no controlado. Este hecho provoca que, a día de hoy, no sea posible poner en práctica la autonomía infinita.

Por ese motivo, el estudio se lleva a cabo analizando el vuelo a muy baja altura,  $100\text{ m}$ , pero también considerando que en un futuro próximo será posible operar durante la noche y a mayor altura.

## Bibliografía

- [1] Artículo 50 de la Ley 18/2014. Operación de aeronaves civiles pilotadas por control remoto. BOE, 5 de julio de 2014.
- [2] Advanced Microwave Products. PSR1 Video / Audio / Data Receiver - Specifications.
- [3] Advanced Microwave Products. PST1 PCB Video / Audio / Data Transmitter - Specifications.
- [4] Agencia Estatal de Meteorología. RESUMEN MENSUAL DE LA RADIACIÓN SOLAR. 2013.
- [5] Airbus Defence and Space. First flight of Airbus Defence and Space's Zephyr solar HAPS, 2013.
- [6] Alta Devices. Single Cell Alta Devices produces the highest performance single junction solar cells available on the market . page 94085, 2014.
- [7] Autonomous Systems Lab. AtlantikSolar website, 2014.
- [8] Isidor Buchmann and Cadex Electronics Inc. What's the Best Battery?, 2010.
- [9] Sam Cowley. Solar Powered UAVs. *NASA Tech Briefs*, 2013.
- [10] Sergio Esteban Roncero and Francisco Gavilán Jiménez. Aerodinámica de Avion. Parte II - Alas en Régimen Incompresible. *Universidad de Sevilla*, pages 1–47, 2010.
- [11] Sergio Esteban Roncero and Francisco Gavilán Jiménez. Mecánica del Vuelo del Avión. Parte I: Actuaciones del Avión. *Universidad de Sevilla*, 2010.
- [12] Elena Fantino. Space Engineering - Electrical power subsystem. pages 1–63, 2014.
- [13] Navid S Fatemi, Howard E Pollard, Hong Q Hou, and Paul R Sharps. SOLAR ARRAY TRADES BETWEEN VERY HIGH-EFFICIENCY MULTI-JUNCTION AND Si SPACE SOLAR CELLS Navid S. Fatemi, Howard E. Pollard, Hong. pages 1083–1086, 2000.
- [14] Enrique Marrufo González. Motores eléctricos. In *McGraw-Hill*, volume 11. 2010.
- [15] Marc Herver Acosta. *Aprobación Operacional de vuelo para un UAS*. PhD thesis, 2011.

- [16] ICCNexergy. Custom Battery Systems, 2015.
- [17] Xiulei Ji and Linda F. Nazar. Advances in Li-S batteries. *Journal of Materials Chemistry*, 20(44):9821, 2010.
- [18] Emma Kelly. Solar-powered UAV could aid Australia fire monitoring. *Flight International*, 2010.
- [19] John Kopera. Sion Power's Lithium-Sulfur Batteries Power High Altitude Pseudo-Satellite Flight, 2014.
- [20] Linear Technology Corporation. LT8490 - High Voltage, High Current Buck-Boost Battery Charge Controller with Maximum Power Point Tracking (MPPT). pages 1–42, 2014.
- [21] MathWorks. MATLAB - Pricing and Licensing, 2015.
- [22] Yuriy V. Mikhaylik, Igor Kovalev, Riley Schock, Karthikeyan Kumaresan, Jason Xu, and John Affinito. High Energy Rechargeable Li-S Cells for EV Application: Status, Remaining Problems and Solutions. *ECS Transactions*, 25(35):23–34, 2010.
- [23] Pau Nualart. Demostració actuacions. (1), 2014.
- [24] Pau Nualart. Tema 11 : Polar y coeficientes Aerodinámicos. pages 1–16. 2014.
- [25] Ohio Electric Motor. Brushless DC Motor Used in Industrial Applications, 2012.
- [26] Optris GmbH. optris ©PI LightWeight - Specifications. pages 1–2.
- [27] Enrique Ortega. The Finite Wing. 2014.
- [28] Carlos Pérez Arroyo and Pol Sintés Arroyo. Aerodynamics, stability and control computational analysis for UAVs. *UPC*, 2007.
- [29] C.D Pérez-Segarra, J Castro, A Oliva, and R Capdevila. Apunts de Transferència de Calor per Radiació i Exercicis. 2013.
- [30] K Kantha Rao, K Jayathirtha Rao, a G Sarwade, and B Madhava Varma. Bending Behavior of Aluminum Honey Comb Sandwich Panels. (4):268–272, 2012.
- [31] Hannes Ross. Fly around the World with a Solar Powered Airplane. *Solar Impulse*, (September):1–11, 2008.

- [32] Pasquale M Sforza. *Commercial Airplane Design Principles*. 2014.
- [33] Jaw-Kuen Shiau Jaw-Kuen Shiau, Der-Ming Ma Der-Ming Ma, Pin-Ying Yang Pin-Ying Yang, Geng-Feng Wang Geng-Feng Wang, and Jhij Hua Gong Jhij Hua Gong. Design of a Solar Power Management System for an Experimental UAV. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 45(4), 2009.
- [34] Sion Power. Lithium Sulfur Rechargeable Battery Data Sheet. *Sion Power Corporation*, page 1, 2008.
- [35] Solar Junction. MULTI-JUNCTION SOLAR CELL, 2011.
- [36] Min Kyu Song, Yuegang Zhang, and Elton J. Cairns. A long-life, high-rate lithium/sulfur cell: A multifaceted approach to enhancing cell performance. *Nano Letters*, 13(12):5891–5899, 2013.
- [37] Alan Tovey. Fly 11 days non-stop? Now that's long-haul, 2014.
- [38] Donghai Wang, Junwei Jiang, and Ilias Belharouak. Development of High Energy Density Li-Sulfur Cells. 2014.
- [39] Xiaodong Wang and M. Wang Zhiming. *High-Efficiency Solar Cells: Physics, Materials, and Device*. 2014.
- [40] West Coast Blimps. West Coast Blimps & Electronics.